

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE DJILLALI LIABES DE SIDI BEL ABBES

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DÉPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

Thèse

Pour

L'obtention du diplôme de

Doctorat en Sciences

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Sciences des Matériaux

Présentée Par :

SALEM Mokadem

Effets des adhésifs viscoélastiques et viscoplastiques sur le comportement en rupture des assemblages collés.

Soutenue le : 08 décembre 2015 devant la commission d'examen :

M.BELHOUARI	Professeur	UDL. SBA	Président
B BOUTABOUT	Professeur	UDL. SBA	Examineur
W.OUDAD	M.C.A	C.U.Ain Témouchent	Examineur
L.AMINALLAH	M.C.A	U. Mascara	Examineur
M. BOUZIANE	M.C.A	U. Mascara	Examineur
B.BACHIR BOUIADJRA	Professeur	UDL.SBA	Directeur de thèse

2015-2016

RESUME

L'objectif de ce travail porte sur une analyse numérique par la méthode des éléments finis tridimensionnelle, de la réparation des fissures par simple patch en composite et renforcé par raidisseur. L'effet de l'épaisseur de la plaque, du raidisseur, du patch, de l'adhésif et de l'inter-distance entre patch et raidisseur était pris en considération dans un premier temps, sur la performance de la réparation d'une structure fissurée. Les résultats montrent que le renforcement réduit le facteur d'intensité de contrainte. Les propriétés mécaniques et géométriques du substrat, de l'adhésif ainsi que le patch sont mises en évidence sur les variations du facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure. Une approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture fondée sur l'intégrale J de Rice, est utilisée pour décrire le comportement des fissures réparées par patch en composite. Une étude comparative en comportement viscoélastique et viscoplastique concernant la distribution de contraintes dans la couche adhésive a été menée.

Mots-clés :

Simple patch, Réparation, Facteur d'intensité de contrainte, Intégrale J, Viscoélastique.

Abstract

-The objective of this thesis is to numerically analysis by the 3D finite element method of crack repair by single composite patch with presence of stiffener. The effects of the plate thickness, the patch thickness, the stiffener thickness, the inter-distance between the patch and the stiffener on the repair performances were highlighted. The obtained results show that the reinforcement reduces the stress intensity factor. The effects of the mechanical properties of the substrate, the adhesive and the patch on the stress intensity factor at the crack tip were also highlighted. An energetic approach of the non linear fracture mechanics based on the Rice's J integral was used for describe the behavior of repaired cracks with bonded composite patch. A comparative study between the visco-elastic and viscoplastic behavior was conducted in order to analyze the stress distribution in the adhesive layer

المخلص

إن الهدف من هذه الدراسة يركز على التحليل الرقمي بطريقة العناصر المتناهية ثلاثية الأبعاد لإصلاح الشقوق بمواد مركبة ملصقة أحادية (patch en composite collé) معززة بمدعم من نفس المادة (المعدن)

وقد أخذ بعين الاعتبار تأثير سمك الصفيحة ، المدعم ، الملصقة ، المادة اللاصقة و المسافة البينية الفاصلة بين الملصقة و المدعم على نجاعة إصلاح هيكل مشقق

النتائج تظهر أن التدعيم يقلل شدة معامل الإجهادات حيث سلطنا الضوء على الخصائص الميكانيكية و الهندسية للصفيحة ، الملصقة و المادة اللاصقة لمراقبة تغيرات معامل شدة الإجهادات في رأس الشق أين استعملنا مقاربة طاقوية لميكانيكية الكسر غير الخطي المبنية على تكامل (J) لرايس (Rice) لوصف سلوك الشقوق المصلحة بمواد مركبة

وقد استعملت دراسة مقارنة بين السلوك اللزج-المرن و السلوك اللزج-البلاستيكي بخصوص توزيع الاجهادات داخل طبقة المادة اللاصقة

Remerciements

Mon travail de thèse s'est déroulé au sein du Laboratoire L.M.P.M, faculté de Technologie, Université Djilali Liabès de Sidi Bel Abbès, a été encadrée par mon directeur de thèse le Pr. BACHIR BOUIDJRA Bel Abbes.

Je tiens tout d'abord à remercier monsieur BACHIR BOUIDJRA Bel Abbes avec qui j'ai pu échanger énormément d'idées durant ces années. Il a su m'orienter dans mes travaux et me faire confiance pour mener à bien ma recherche. J'ai pu apprécier également son côté humain et sa bonne humeur.

Je remercie également monsieur BELHOUARI Mohammed, Pr à l'université Djilali Liabès de Sidi Bel Abbès pour son aide, et m'avoir fait l'honneur de présider mon jury.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude et remerciements à Monsieur MECHAB Belaid pour son aide inestimable que je n'oublierai jamais.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à Monsieur SERIER Boualem, le chef de notre laboratoire, Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbès pour ses précieux conseils, son aide et ses encouragements.

Mes remerciements vont aussi à Messieurs BOUTABOUT Benali Professeur à l'Université Université Djilali Liabès de Sidi Bel Abbès, OUDDAD Wahid Maître de Conférences au centre Universitaire de Ain Témouchent, AMINALLAH Laid Maître de Conférences à l'Université de Mascara et BOUZIANE Mohamed Maître de Conférences à l'Université de Mascara en acceptant de faire partie du jury et d'être examinateurs.

Table des matières

Résumé

Abstract

المخلص

Introduction Générale. 1

Chapitre I : Etude bibliographique sur la mécanique de la rupture

I.1 Introduction	3
I.2 Mécanique linéaire et non linéaire de la rupture	3
I.2.1. Modes de rupture	4
I.2.2. Facteur d'intensité de contraintes	5
I.2.3. Taux de restitution d'énergie.	7
I.2.4. Concept d'intégrale J	9
I.2.5. Ouverture de fissure (CTOD)	12
I.3 Critère d'amorçage et de propagation de fissure	13
I.3.1. Bifurcation de fissure.	14
I.4 Forme et taille de la zone plastique en pointe de fissure.	16
I.4.1. Approche d'Irwin	16
I.4.1.1. Critère de Von-Mise	18
I.4.1.2. Critère de Tresca	18
I.4.2. Approche de Dugdale	22
I.5 Conclusion	22
Références bibliographiques	24

Chapitre II : Réparation par patches en composites

II.1 Introduction	27
II.2 Méthodes de réparation des structures fissurées par fatigue	27
II.2.1. Méthode d'infiltration.	27
II.2.2. Méthode du perçage d'un trou	28
II.2.3. Méthode du perçage avec expansion (cold working)	31
II.2.4. Méthode de la surcharge	33
II.2.5. L'empreinte de billes	35
II.2.6. Technique du meulage	36
II.2.7. Technique de collage du patch en composite	37
II.2.7.1. Assemblages collés	37
II.2.7.2. Défauts dans les assemblages collés	39
II.3 Classification des structures d'avions pour l'inspection et la réparation	40
II.3.1. Conception et certification des structures de fuselage	40
II.3.1.1. Charge statique.	40
II.3.1.2. Charge de fatigue.	40
II.3.1.3. Conditions générales de tolérance aux dommages	41
II.3.2. Problèmes de dégradation des composants métalliques de fuselage.	41

II.4 Conditions et niveau de réparation	42
II.5 Travaux entrepris pour la technique du collage par patch en composite	43
II.5.1. Durée de vie des structures collées	43
II.5.2. Renforcement	44
II.5.3. Réparation	45
II.5.4. Diverses formes de patchs composites utilisés dans les réparations	46
II.5.5. Procédures de réparation	48
II.5.6. Effet des contraintes résiduelles	48
II.5.7. Influence du traitement thermique à 120°C	50
II.5.8. Calcul des contraintes de cisaillement dans la colle	50
II.6 Propriétés des matériaux	55
II.6.1. Propriétés mécaniques de l'Aluminium 2024-T3	55
II.6.2. Propriétés mécaniques du Boron / epoxy.	56
II.6.3. Propriétés mécaniques des adhésifs	56
Références bibliographiques.	57

Chapitre III: Réparation des plaques fissurées

III.1 Introduction.	60
III.2 Modèle géométrique	61
III.3 Résultats et analyse	63
A-Analyse élastique.	63
III.3.1. Comparaison entre une fissure non réparée, renforcée, réparée par patch et renforcée	63
III.3.2. Comparaison entre les valeurs analytiques et numériques de l'intégrale J	64
III.3.3. Effet de l'épaisseur de la plaque sur la réparation	65
III.3.4. Effet de l'épaisseur du raidisseur sur la réparation.	66
III.3.5. Effet de l'interdistance « b » et de l'emplacement du raidisseur	67
III.3.6. Variation de K1 le long du front de fissure pour différentes « a » et position du raidisseur	68
III.3.7. Effets de l'épaisseur du patch.	69
III.3.8. Effets des propriétés du patch.	70
B-Analyse élastoplastique.	71
III.4.1. Introduction.	71
III.4.2. Variation de l'intégrale J.	72
III.4.3. Analyse de l'étendue de la zone plastique	73
III.4.4. Effet de la taille de fissure et de l'interdistance « b ».	74
C-Analyses viscoélastoplastique et viscoplastique	75
III.5.1. Introduction	75
III.5.2. Comparaison entre les différents types de comportements	76
III.5.3. Variation de l'intégrale J en viscoélastique et viscoplastique.	77
III.5.4. comparaison de l'intégrale J entre les différents types de comportements	78
III.5.5. Effets de l'épaisseur du patch sur la valeur de J en viscoélastique et viscoplastique	79
Références bibliographiques	81

Chapitre IV : Analyse des contraintes

A-Analyse élastique	83
IV.1 Introduction	83
IV.2.Distribution des contraintes dans la couche adhésive.	85
IV.2.1.Effet de la taille de fissure	85
IV.2.2.Effet du module de cisaillement	87
IV.2.3.Effet de l'épaisseur de l'adhésif.	89
B-Analyse viscoélastique et viscoplastique.	89
IV.3.Distribution des contraintes dans l'adhésif en viscoélastique et viscoplastique.	91
IV.3.1.Effet de la taille de fissure	91
IV.3.2Comparaison des contraintes en comportement viscoélastique et viscoplastique	93
IV.3.3Comparaison des contraintes τ_{yz}	93
Conclusion générale.	94
Références bibliographiques.	96

Introduction Générale

INTRODUCTION

Les patchs 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, et qui dépendent du niveau de ces dommages :

- si la taille de ces fissures n'est pas trop importante, l'une des solutions souvent utilisée en maintenance est l'alésage de la pointe de fissure. Ceci a pour conséquence d'arrêter sa propagation ;
- si des fissures apparaissent dans des zones moins critiques, elles peuvent être pointées par des matériaux composites. On parle dans ce cas de réparation. Cette solution est souvent utilisée en maintenance aéronautique [1, 2,3].
- si les fissures ne sont pas encore apparues, une solution plus prospective est envisagée. Un patch composite peut en effet être collé à proximité de la zone endommagée afin de la renforcer de manière préventive. On parle alors de renforcement. Les patchs composites sont couramment utilisés pour réparer les zones endommagées par fatigue ou par corrosion. Leurs utilisations présentent un certain nombre d'avantages tels que [4] :

- Rigidité élevée permettant l'utilisation de patch de faible épaisseur (cet avantage est important pour des réparations externes) et permettant d'appliquer le renfort dans les directions désirées.
- Déformation élevée à la rupture et durabilité sous des chargements cycliques permettant de réduire le risque de décollement du patch.
- faibles densités.
- Excellente malléabilité permettant une fabrication moins coûteuse des patchs de formes complexes.

. L'inconvénient principal des patchs en composite résulte de la différence des coefficients de dilatation thermique entre le composite et le métal. Les contraintes résiduelles sont de tension dans le métal et de compression dans le composite. Ces contraintes sont particulièrement dommageables quand les températures de traitement des adhésifs sont élevées et les températures de fonctionnement sont très basses. Le calcul des distributions de contraintes est donc un point important pour proposer une solution de renforcement adaptée. Plusieurs modèles ont été développés sous certaines hypothèses comme Goland et Reissner [5] par exemple. Ces modèles permettent d'envisager des solutions analytiques des champs de contraintes dans la colle et dans le composite [6]. Par la suite, ces théories ont été raffinées, en intégrant, par exemple, de grands déplacements [7], le comportement élastoplastique de la colle [8,9] ou de nouvelles hypothèses sur la distribution des contraintes dans l'épaisseur [10]. d'un escalier le long du bord libre des patchs composites réduit les contraintes de cisaillement [11]. D'autres travaux ont été menés sur l'optimisation de la forme du patch composite[12].Plusieurs travaux expérimentaux [13,14,15-16], numériques [16-17] et même

analytiques [10,11], ont été conduits pour étudier le comportement des fissures réparées par patch en composite et métallique. Ils ont montré que le champ de contraintes en pointe de fissure, la durée de vie en fatigue ainsi que le facteur d'intensité de contrainte dépendent de plusieurs paramètres, à savoir, les propriétés mécanique et géométriques du patch, le nombre et l'orientation des plis, le module de cisaillement de l'adhésif, de son épaisseur et de sa température d'élaboration et de service, de la taille de la fissure et sa position ainsi que les propriétés mécaniques et géométriques de la structure elle-même.

Le présent travail se propose de faire l'étude par la méthode des éléments finis tridimensionnelle de l'effet du patch avec la combinaison du raidisseur en composite sur le niveau de l'énergie de rupture et l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure réparée par simple en comportement élastique ,élastoplastique ,viscoélastique et viscoplastique. La thèse est structurée en quatre chapitres : Les deux premiers ont pour objet l'étude bibliographique. Le chapitre I s'intéresse à la mécanique de la rupture des matériaux homogènes isotropes. Le second chapitre passe en revue une synthèse bibliographique sur des travaux scientifiques réalisés sur la réparation par patch composite, les différentes techniques de réparations, l'influence des paramètres géométriques et mécaniques du patch. Le troisième chapitre est consacré à la modélisation numérique par la méthode des éléments finis, tridimensionnelle, d'une plaque fissurée et réparée par patch en composite et renforcée par un raidisseur du même matériau. L'analyse porte sur l'influence des propriétés mécaniques de la plaque, du patch et de l'adhésif ainsi que leurs épaisseurs sur les variations du facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure et de l'intégrale J. Nous montrons l'effet bénéfique du raidisseur par rapport au patch seul .On termine cette analyse par une étude comparative dans les domaines viscoélastique et viscoplastique sur l'efficacité de l'adhésif sur la réparation. Le quatrième chapitre traite la distribution des contraintes de cisaillement dans les plans xy, xz et yz dans la couche adhésive. Nous mettons en évidence l'effet de l'épaisseur de l'adhésif, l'épaisseur du patch, de son module de cisaillement et la taille de la fissure sur le niveau de ces contraintes ainsi que leur étude comparative dans les domaines viscoélastique et viscoplastique .

Chapitre I

Mécanique de la rupture

CHAPITRE I

Mécanique de la rupture

I. 1. Introduction

Les fissures sont présentes dans toutes les structures, elles peuvent exister sous forme de défaut de base dans le matériau ou peuvent être induites durant la construction, ces fissures sont responsables de la majorité des ruptures qui se produisent dans les structures et pièces de machines en service, soumises à des efforts statiques ou dynamiques. La mécanique de la rupture a globalement pour objectif de prévoir le comportement des fissures susceptibles de se trouver dans tous composants industriels soumis à des sollicitations mécaniques. La mécanique linéaire de la rupture est tout d'abord présentée. Elle concerne les matériaux dont le comportement est élastique linéaire. Compte tenu de cette linéarité, est de la possibilité d'appliquer les théorèmes de superposition, les calculs sont relativement simples à réaliser. Dans le cadre de travaux sur les matériaux fragiles comme le verre, les chercheurs du milieu du 20^{ème} siècle ont ainsi pu déterminer une grandeur scalaire notée K qui caractérise les champs de contraintes et de déformations au voisinage de la fissure. Ce paramètre a permis d'établir un critère K_c (K critique) pour déterminer l'amorçage et la propagation il a pu être relié à l'énergie libérée par la fissure au cours de sa propagation. Au cours des années 70, de nombreuses études ont porté sur la recherche d'un paramètre permettant d'étendre la mécanique de la rupture au comportement élastoplastique des matériaux [18,19]. Parmi les différents paramètres, l'intégrale de contour J , dont la paternité est attribuée à Rice [20] a connu un large succès en raison de la facilité de sa mise en œuvre et de ses propriétés numériques, à savoir une énergie obtenue par simple intégrale de contour, indépendante de celui-ci. L'interprétation analytique de cette intégrale, a permis à Begley et Landes [21] d'associer J à un critère d'amorçage J_c (J critique), qui fut étendu à la propagation ductile par la suite via les courbes de résistance à la déchirure $J-\Delta a$. Ces différents paramètres de rupture sont exprimés soit en termes de contraintes en pointe de fissure soit en termes d'énergies de toute la structure fissurée.

I.2. Mécanique linéaire et non linéaire de la rupture

Selon le comportement du matériau durant la propagation d'une fissure, on peut être confronté à deux types de ruptures : rupture fragile, en l'absence de déformation plastique significative (mécanique linéaire de la rupture) et rupture ductile, en présence de déformation plastique non négligeable (mécanique non linéaire de la rupture). Lorsque la rupture d'un matériau est fragile on observe généralement un site d'amorçage unique sur un défaut à partir duquel se propage une fissure principale par clivage jusqu'à la rupture de la pièce. Lors d'une rupture fragile, le comportement macroscopique du métal reste élastique. La rupture ductile dans le cas des métaux est un mécanisme d'endommagement très différent de la rupture fragile. C'est d'abord un mécanisme qui se produit lorsque le métal est macroscopiquement en plasticité. De nombreuses cavités se développent sur des défauts. Ensuite, du fait de la déformation plastique, ces cavités grossissent puis coalescent. La rupture se produit par coalescence de micro-fissures ou de cavités. La mécanique de la rupture se propose de décrire

les étapes d'amorçage et de propagation de la fissuration. La mécanique linéaire de la rupture s'applique aux matériaux ayant un comportement élastique obéissant à la loi de Hooke. Même si des corrections liées à la présence d'une zone plastifiée près d'une zone de concentration de contraintes (entaille, fissure) ont été proposées par la suite, ces analyses reposant sur l'hypothèse que la plasticité reste confinée ne sont valables que pour des structures dont le comportement est globalement élastique. En mécanique linéaire élastique de la rupture, deux principaux critères de rupture sont utilisés, le premier proposé par Griffith (1920) [22] est basé sur une approche énergétique, le second par Irwin (1960) [23], est défini à partir du champ local de contraintes à la pointe de la fissure.

I.2.1. Modes de rupture

La rupture est caractérisée au moins localement, par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties de part et d'autre d'une surface géométrique. La coupure existante ou nouvellement créée est appelée fissure, c'est une surface de discontinuité pour le champ de contraintes. Irwin [23], a constaté qu'il existe trois mouvements indépendants qui séparent les surfaces libres fissurées et les a classées selon des modes. Ces modes désignent une séparation géométrique (Figure. I.1).

- Le mode I : ou mode d'ouverture, est caractérisé par un chargement et un déplacement des surfaces de la fissure perpendiculaire au plan de fissuration, il est considéré comme étant le plus fréquent en mécanique de la rupture pour beaucoup de matériaux.
- Le mode II : (mode par glissement droit), les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de la fissure.
- Le mode III : (mode par déchirement), les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la fissure.

Une fissure dans un solide peut être sollicitée selon les trois modes représentés sur la figure I.1. On définit des champs de déplacements, déformations et contraintes au voisinage de la fissure, selon le mode de chargement, bien que la combinaison des trois modes constitue le cas général.

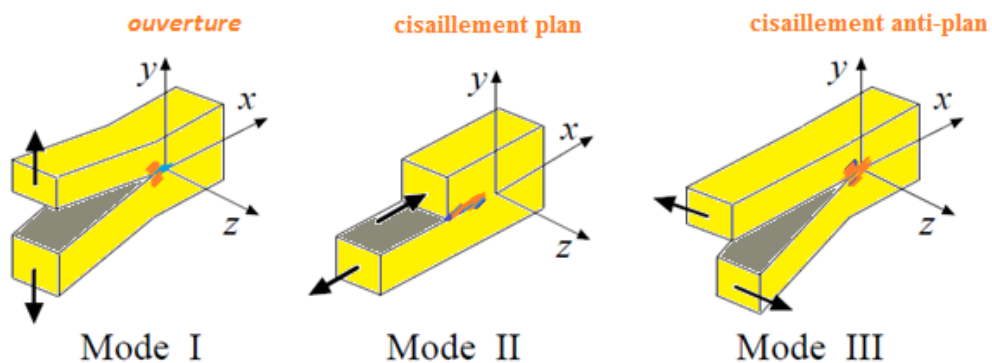


Fig I.1. Définition des modes de sollicitation [23].

I.2.2. Facteur d'intensité de contraintes

Irwin [23], considère un solide de comportement élastique linéaire et comporte une fissure. Il montre que le champ de contraintes au voisinage de la fissure peut être défini uniquement par un paramètre K appelé facteur d'intensité de contrainte. La rupture peut intervenir lorsque K atteint une valeur critique K_c . En utilisant les fonctions de Westergaad [24], il est possible de décrire le champ de contraintes à une distance r de la pointe de la fissure (Figure I.2). L'expression générale de ce champ est de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (\text{I.1})$$

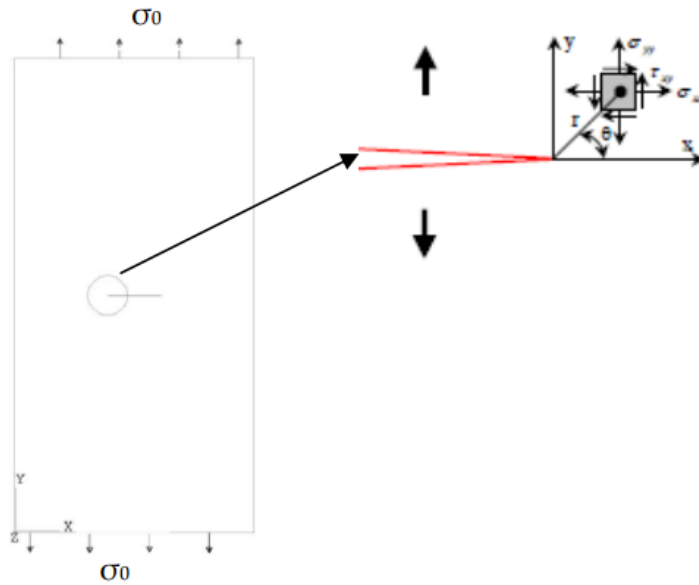


Fig I.2. Contraintes près de l'extrémité d'une fissure.

Où: r , θ sont les coordonnées polaires du point considéré, K est le facteur d'intensité de contraintes, qui vaut ici: $\sigma\sqrt{\pi a}$ et contient à la fois l'information sur le niveau de chargement et sur la dimension de la fissure.

Comme le facteur d'intensité de contraintes K définit le champ de contraintes au voisinage de la fissure, Irwin [23] a postulé que la condition $K \geq K_c$. Représentait un critère de rupture, K et K_c sont donnés par les relations suivantes:

$$\begin{aligned} K &= Y \cdot \sigma \sqrt{\pi a} \\ K_c &= Y \cdot \sigma_c \sqrt{\pi a} \end{aligned} \quad (\text{I.2})$$

Où:

σ_c est la valeur atteinte par la contrainte appliquée à la rupture, et Y est un facteur géométrique (Coefficient de correction). Prenant en compte les dimensions finies et la géométrie de l'éprouvette. Ce paramètre est donné pour chaque type d'éprouvette sous forme

d'une fonction polynomiale de (a/w) , où w est la largeur de l'éprouvette. En utilisant la méthode de Westergaard [24], Irwin [23] montre que les principales composantes des contraintes au voisinage de la pointe de fissure, correspondant aux trois modes de déplacements, peuvent être exprimées par :

En mode I :

$$\begin{cases} \sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \end{cases} \quad (I.3)$$

En mode II :

$$\begin{cases} \sigma_x = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left[2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_y = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \\ \tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \end{cases} \quad (I.4)$$

En mode III :

$$\begin{cases} \tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \\ \tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \\ \sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \tau_{xy} = 0 \end{cases} \quad (I.5)$$

Dans le cas général (présence des trois modes) le champ de contrainte prend la forme suivante :

$$\sigma_{ij}(\theta) = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \left[K_I f_{ij}^I(\theta) + K_{II} f_{ij}^{II}(\theta) + K_{III} f_{ij}^{III}(\theta) \right] \quad (\text{I.6})$$

Les fonctions $f_{ij}^{I,II,III}$, sont des fonctions dépendant uniquement de l'angle polaire θ . Dans le plan de fissuration ($\theta = 0$) ces fonctions se réduisent à :

$$f_{22}^I(\theta) = f_{12}^{II}(\theta) = f_{23}^{III}(\theta) = 1$$

KI, KII et KIII sont les facteurs d'intensité des contraintes en mode I ; II et III.

Il est donc clair que le champ de contrainte possède une singularité $\left(\frac{1}{\sqrt{r}} \right)$ en pointe de fissure ($r \rightarrow 0$).

I.2.3. Taux de restitution d'énergie

Au cours de ses travaux sur la théorie de la rupture fragile, Griffith [22] a introduit le taux de restitution d'énergie, noté G correspondant à l'énergie libérée au cours de la propagation d'une fissure dans un solide parfaitement élastique. Selon Griffith, la rupture intervient au moment où une énergie suffisante est restituée pour la création de nouvelles surfaces de rupture. Cette énergie provient de l'énergie élastique stockée dans le matériau et de l'énergie potentielle du système de chargement. Griffith [22] considère un solide d'épaisseur B , soumis à un chargement F , comportant une fissure de longueur $2a$. L'énergie libre totale du corps fissuré est égale à :

$$U = U_0 + U_S + U_E - W \quad (\text{I.7})$$

Où:

U_0 : est l'énergie de déformation du corps non fissuré; U_S : est l'énergie de surface due à la formation de la fissure; U_E : est la variation d'énergie de déformation élastique due à l'introduction de la fissure et W : est la variation du travail externe. En fonction de l'énergie totale, Griffith a exprimé un critère de rupture sous la forme :

$$\frac{dU}{da} < 0 : \text{fissure est instable (rupture fragile)}$$

$$\frac{dU}{da} = 0 : \text{fissure est en équilibre ;}$$

$$\frac{dU}{da} > 0 : \text{fissure est stable (rupture ductile).}$$

L'énergie U_0 est indépendante de la fissure ; U_E et W sont fonctions du mode de chargement.

L'énergie de surface U_S est égale à $\frac{4a}{h}\gamma_0$; où γ_0 est l'énergie superficielle.

Le taux de restitution d'énergie est défini par :

$$G = \frac{1}{B} \frac{\partial(U_E - W)}{\partial a} \tag{I.8}$$

Le paramètre G est représenté par l'aire entre les deux courbes $P = f(\Delta)$ correspondant aux fissures de longueur a et $a + da$. Si l'on considère un accroissement de la fissure d'une longueur da , pour un déplacement constant, on peut alors observer une diminution de la charge ΔP comme l'indique la figure I.3.a. La variation de l'énergie du système est uniquement une diminution de l'énergie de déformation, soit :

$$\delta W = 0 \quad \text{et} \quad \delta U_E = -\frac{1}{2} \Delta \delta P$$

La figure I.3.b illustre le même comportement que celui représenté par la figure I.3.a avec une charge constante. La propagation de la fissure entraîne une augmentation du déplacement $d\Delta$. Dans ce cas, l'énergie de déformation croît de $(\delta U_E = -\frac{1}{2} P d\Delta)$

La variation du travail correspondant est donnée par la relation : $\delta W = P d\Delta$

D'où : $\delta(U_E - W) = -\frac{1}{2} P d\Delta$

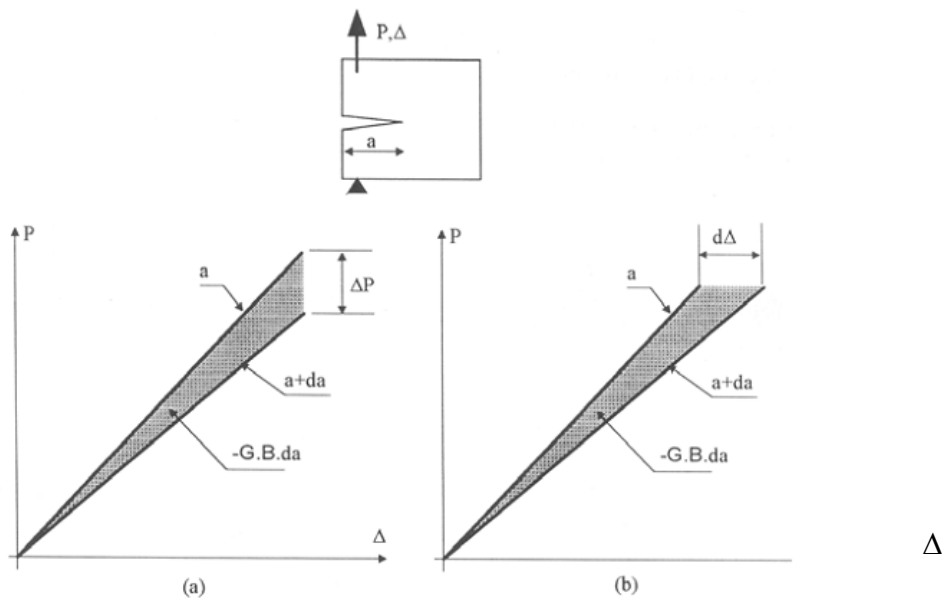


Fig. I.3. Interprétation du taux de restitution d'énergie.

La rupture se produit lorsque l'énergie totale atteint un optimum. Elle survient, pour une contrainte appliquée donnée lorsque la taille de la fissure tend vers une valeur critique a_c . Dans ce cas, la valeur de l'énergie G correspond au taux de restitution de l'énergie critique (G_c) dont la valeur pour un matériau fragile est égale à deux fois l'énergie superficielle ($G_c=2\gamma_0$).

Dans le contexte élastique linéaire de la mécanique de la rupture, le taux de restitution d'énergie et le facteur d'intensité de contrainte sont liés par la relation de type :

$$G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2\mu} \tag{I.9}$$

Avec: $E' = E$ en contrainte plane et $E' = E / (1+\nu^2)$ en déformation plane; μ et ν sont respectivement le module de cisaillement et le coefficient de Poisson. Les deux paramètres, facteur d'intensité de contraintes et taux de restitution d'énergie sont essentiels pour la mécanique de la rupture, ils ne sont valides que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, en rupture ductile, la prise en compte du comportement réel du matériau est nécessaire pour définir des paramètres représentatifs des phénomènes dissipatifs tels que la plasticité.

I.2.4. Concept de l'intégrale J

En 1968, Rice [20] propose de quantifier l'énergie liée à une fissure dans un matériau élastique linéaire ou non-linéaire par l'intégrale de contour suivante :

$$J = \int_{\Gamma} (W \cdot dy - T \cdot \frac{\partial u}{\partial x} ds) \tag{I.10}$$

Où: Γ : un contour fermé quelconque entourant la pointe de fissure (Figure. I.4), T le vecteur contrainte ($T_i = \sigma_{ij} n_j$), u : le vecteur déplacement, s : l'abscisse curviligne et w : la densité d'énergie de déformation :

$$w = \int \varepsilon_0 \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \tag{I.11}$$

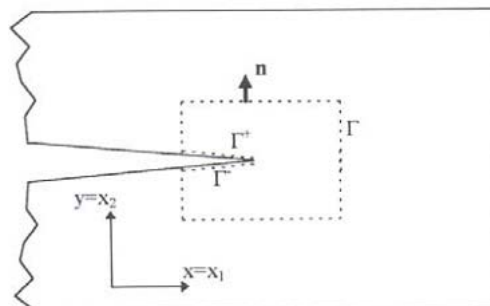


Fig. I.4. Présence d'une fissure dans un milieu infini.

Cette intégrale présente de nombreuses caractéristiques intéressantes :

-D'une part, elle est indépendante du choix du contour d'intégration Γ . En effet, en prenant deux contours d'intégrations distinctes, on montre que la différence des expressions de J correspondante est nulle.

-Rice a montré que J est égale au travail d'ouverture des lèvres lors d'une extension de fissure.

-De même, J est égale à la variation d'énergie potentielle lors de l'extension de fissure.

J quantifie l'intensité des champs de contraintes et de déformations en pointe de fissure. Pour un matériau élastique cette intégrale est identique à la grandeur G définie par Griffith [22]. Elle peut être interprétée comme un rapport de l'énergie de déformation élastique par extension de fissure et d'autre part, elle peut être reliée au facteur d'intensité de contrainte par la relation suivante :

$$J = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2\mu} \quad (\text{I.12})$$

Pour un matériau non linéaire dont la loi de comportement est de type Romberg- Osgood.

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = \frac{\sigma}{\sigma_0} + \alpha \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^n \quad (\text{I.13})$$

Où

σ_0 : est la limite élastique, n : est le coefficient d'écroutissage et α : est une constante. Hutchinson [25], Rice et Rosengren [26] ont défini le champ de contraintes en tête de fissure (champ H.R.R) par :

$$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_{ij} = \sigma_0 \left[\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n r} \right]^{\frac{1}{1+n}} \tilde{\sigma}_{ij}(\theta, n) \\ \sigma_{ij} = \alpha' \varepsilon_0 \left[\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n r} \right]^{\frac{n}{1+n}} \tilde{\varepsilon}_{ij}(\theta, n) \end{array} \right. \quad (\text{I.14})$$

Où: $\tilde{\sigma}_{ij}, \tilde{\varepsilon}_{ij}$ et I_n sont des fonctions exprimées par n et θ .

Les champs de contraintes et déformation sont donc directement reliés à l'intégrale J . Des tests de rupture ont été réalisés par Begley et Lands [27] pour la détermination expérimentale de J_c comme paramètre de rupture. Il est à noter que dans le cas d'un matériau élastique linéaire, $J_c = G_c$.

Le paramètre J peut s'exprimer également, lors d'un essai de traction sur éprouvette, à partir de l'aire sous la courbe expérimentale force-déplacement. En effet, cette aire correspond à l'énergie reçue par l'éprouvette. En exprimant alors la variation de cette aire avec une extension de fissure, peuvent apparaître des relations du type :

$$J = \frac{K_I^2}{E^*} + \frac{\eta U}{Bb} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} E^* = E & \text{En contraintes planes} \\ E^* = \frac{E}{1-\nu^2} & \text{En déformations planes} \end{cases} \quad (\text{I-15})$$

Où

U est la composante plastique de l'aire sous la courbe force-ouverture des lèvres de la fissure, B l'épaisseur, b la longueur du ligament et K_I le facteur d'intensité de contrainte en mode I. η est une fonction dépendant de la géométrie.

Cette propriété est illustrée dans le cas d'un solide soumis à un déplacement imposé (Fig. I.5.a) ou un effort imposé (Fig. I.5.b).

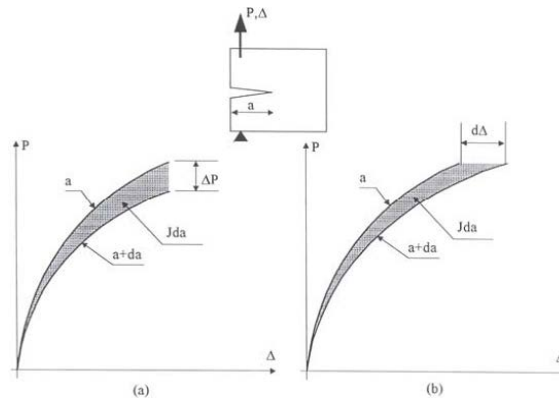


Fig. I.5. Interprétation de l'intégrale J .

$$J = \int_0^{\Delta} \frac{\partial P(\Delta, a)}{\partial a} d\Delta \quad (\text{I-16})$$

$$J = \int_0^P \frac{\partial \Delta(P, a)}{\partial a} dP \quad (\text{I-17})$$

L'ensemble de ces propriétés, numériques et analytiques, explique le statut de quasi-monopole dont dispose l'intégrale J pour la définition de critères d'amorçage et de propagation en mécanique de la rupture non-linéaire.

I.2.5. Ouverture de fissure (CTOD)

Wells [28] a remarqué lors d'une étude sur la ténacité d'un acier très ductile que la déformation en pointe de fissure est d'autant plus importante que le matériau est tenace, ces résultats l'ont conduit à proposer le déplacement d'ouverture en pointe de fissure noté CTOD comme critère de mesure de la ténacité à la rupture. Selon Wells le CTOD est défini par :

$$\text{CTOD} = 2 \cdot \delta_y \quad (\text{I.18})$$

Où : δ_y est le déplacement de la fissure suivant l'axe y défini sur la figure I.6

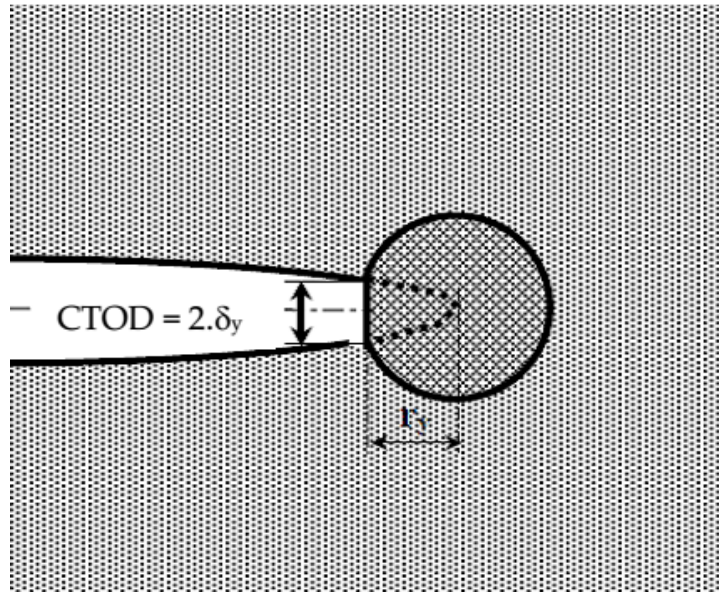


Fig. I .6. Définition du CTOD.

L'analyse proposée par Wells tente de relier le CTOD au facteur d'intensité de contrainte K lorsqu'on est en régime de plasticité confinée. Irwin [29] a exprimé le déplacement des lèvres de la fissure pour les trois modes par :

$$\left\{ \begin{array}{l} u = K_I \frac{\chi+1}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \\ v = K_{II} \frac{\chi+1}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \end{array} \right. \quad (\text{I.19})$$

$$w = K_{III} \frac{\chi + 1}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}}$$

Où :

- K_I , K_{II} et K_{III} sont les facteurs d'intensité de contraintes en mode I, II et III.
- u , v et w sont respectivement les déplacements des lèvres de fissure suivant x , y et z .
- $\chi = 3-4\nu$ en déformation plane et $\chi = (3-\nu) / (1+\nu)$ en contrainte plane.

Plus tard, lorsque Rice [20] a introduit l'intégrale J , il a étudié analytiquement la relation entre le CTOD et J dont l'expression est la suivante :

$$J = \sigma_0 (\text{CTOD}) \quad (\text{I.20})$$

Shih [30] a utilisé cette relation dans le cas d'un matériau obéissant à une loi de comportement de type Remberg - Osgood. Il a montré que le coefficient de linéarité entre le CTOD et J ne correspond pas à la limite élastique σ_0 , mais au produit σ_0 par un facteur χ . La relation 1.19 devint alors :

$$J = \chi \cdot \sigma_0 \cdot \text{CTOD} \quad (\text{I.21})$$

Où : χ est un coefficient qui dépend du matériau.

Plusieurs travaux expérimentaux [31-32] ont également porté sur la validité d'une telle relation. Il est important de noter que la définition du CTOD, recentrée dans la plupart de ces travaux, diffère de celle de Rice [22]. Ainsi, tous ces résultats analytiques et expérimentaux, montrent bien qu'il existe une relation linéaire entre J et l'ouverture de la fissure. La valeur du coefficient de proportionnalité diffère d'une étude à l'autre.

I.3. Critère d'amorçage et de propagation de fissure

Les paramètres étudiés précédemment permettent de caractériser les champs de contraintes et déformations en pointes de fissure. Il reste à savoir si cette fissure va se propager, si oui, dans quelle directions, et de quelle façon, stable ou instable. La propagation se définit, comme dans beaucoup de critères de rupture, à partir de la détermination expérimentale de seuil.

Le premier critère fut celui de Griffith, il propose une valeur limite du taux de restitution d'énergie et la propagation a lieu dans le cas où $G \geq G_c$ [22]. Par la suite, Irwin a introduit le critère de ténacité du matériau (KIC) comme critère de rupture celle-ci intervient si $KI \geq KIC$ [23].

Des propositions de critères basés sur le concept de l'intégrale J sont apparues liant la propagation à une valeur critique de J notée J_C [20,21].

Paris [68] a utilisé comme critère de rupture la pente $\frac{dJ}{da}$ (courbe J- Δa), le module de résistance à la température T_{mat} a été défini par :

$$T_{mat} = \frac{E}{\sigma_0^2} \frac{dJ}{da} \quad (I.22)$$

Différentes études expérimentales ont été réalisées sur des éprouvettes CT et des éprouvettes de flexion 3 et 4 points en différents matériaux pour la détermination de JIC et de la pente $\frac{dJ}{da}$. Les effets de l'épaisseur et de la largeur de l'éprouvette ont été mis en évidence [33-34].

Wells [28] a introduit une valeur limite du CTOD. Pour que la propagation de fissure ait lieu il faut que $\delta \geq \delta_C$. Ce critère peut être relié linéairement à l'intégrale J. De nombreuses normes [36,37] proposent une démarche systématique pour déterminer l'évolution de J avec la propagation et en déduire ces grandeurs caractéristiques de l'amorçage et de la propagation. Lors d'un essai de déchirure sur éprouvette, les grandeurs force et ouverture des lèvres de fissure (CMOD) sont mesurées. Ceci permet de calculer J à chaque instant. La courbe de résistance à la fissuration est construite en reportant, dans le diagramme J- Δa , les valeurs de J et d'extension de fissure correspondante en fin d'essai pour chaque éprouvette. Une autre méthode basée sur la variation de la complaisance élastique au cours de l'essai, des décharges partielles sont réalisées.

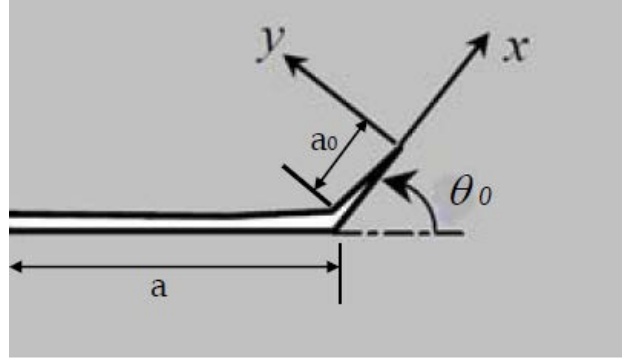
La pente élastique de ces décharges étant directement liée à la longueur de fissure, l'avancée du défaut peut être simplement calculée. Lorsqu'une fissure est sollicitée par un chargement monotone croissant, la pointe de fissure subit, dans un premier temps, une déformation plastique importante qui conduit à une avancée de fissure apparente; c'est l'émoussement. Eisele et al [38] proposent une autre définition de l'amorçage. Lorsque le CTOD atteint une valeur critique [39], la fissure commence à se propager. Eisele définit alors la ténacité à l'amorçage à partir de la valeur de J obtenue lorsque l'on reporte la profondeur de la zone d'émoussement correspondant à cet instant sur la courbe J- Δa . Cette taille de la zone d'émoussement est déterminée par observation au microscope électronique à balayage en fin de l'essai.

I.3.1. Bifurcation de fissure

Plusieurs théories plus ou moins simples permettent de prévoir l'angle de déviation de la fissure. Dans le cas de sollicitations planes en mode mixte (I + II), plusieurs critères ont été proposés. Burgerz [40] indique que la fissure dévie dans la direction de la contrainte circonférentielle σ_θ max. La contrainte σ_θ est obtenue à partir des relations suivantes :

$$\begin{cases} \sigma_x = \sigma_r \cos^2 \theta + \sigma_\theta \sin^2 \theta - \tau_{r\theta} \sin 2\theta \\ \sigma_y = \sigma_r \sin^2 \theta + \sigma_\theta \cos^2 \theta + \tau_{r\theta} \sin 2\theta \\ \tau_{xy} = (\sigma_r - \sigma_\theta) \sin \theta \cos \theta + \tau_{r\theta} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \end{cases} \quad (I.23)$$

Un autre critère a été proposé se basant sur le taux de restitution d'énergie maximum. Si on se place dans la configuration représentée dans la figure I.7 une relation a été développée reliant les facteurs d'intensités de contraintes avant et après déviations de la fissure [41].



. **Fig. I.7.** Déviation d'une fissure

La relation entre les facteurs d'intensité de contraintes de la fissure principale et la fissure de la tranche déviée de longueur a_0 est de la forme:

$$K_I^d = C_{11}K_I + C_{12}K_{II} + b_1Ta_0^{\frac{1}{2}} \quad (I.24)$$

$$K_{II}^d = C_{21}K_I + C_{22}K_{II} + b_2Ta_0^{\frac{1}{2}}$$

Où :

K_I^d et K_{II}^d : Sont les facteurs d'intensité de contraintes de la fissure déviée d'un angle θ_0 ;

T : est la contrainte en pointe de fissure;

C_{ij} , b_1 et b_2 sont des constantes dépendant seulement de l'angle de déviation θ_0 .

Ces constantes sont données par [42].

Le taux de restitution d'énergie dans la nouvelle direction θ_0 s'écrit :

$$G^d = \frac{(K_I^d)^2 + (K_{II}^d)^2}{E'} \quad (I.25)$$

He [41] a exprimé le rapport des énergies par :

$$\frac{G}{G^d} = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{(K_I^d)^2 + (K_{II}^d)^2} = F(\theta_0, \psi, \eta) \quad (I.26)$$

Avec :

$$\psi = \tan^{-1} \frac{K_{II}}{K_I} \text{ et } \eta = \sqrt{\frac{a_0}{E'G}}$$

L'angle de propagation θ_0 correspond au maximum du taux de restitution d'énergie G_{dmax} . He [41] montre que cet angle (θ_0) correspond à un $K_{dII} = 0$.

I.4. Forme et taille de la zone plastique en pointe de fissure

Généralement les matériaux solides développent des zones de déformation plastique lorsque la limite élastique est excédée dans la région proche du front de fissure. Toutefois, si on s'approche très près du front de la fissure, c'est-à-dire lorsque r tend vers 0, le calcul théorique montre que les contraintes vont tendre vers l'infini. En fait, la résistance ne peut dépasser la limite d'élasticité du matériau qui va commencer à se plastifier à proximité du front de la fissure, créant ainsi une zone plastique. Réellement les contraintes à l'extrémité d'une fissure restent finies car le rayon au fond de fissure n'est pas nul. Ces contraintes dépassent la limite d'élasticité du matériau et la déformation plastique qui en résulte, conduit à une relaxation des contraintes à l'extrémité de la fissure. La mécanique linéaire de la rupture devient progressivement imprécise à mesure que la taille de la zone plastifiée qui se forme à l'extrémité de la fissure, devient importante. Des corrections simples à la mécanique linéaire de la rupture sont proposées lorsque cette taille reste raisonnable. Au delà d'une certaine plastification, le facteur d'intensité de contrainte n'est plus adapté à la description des champs des contraintes et des déplacements à l'extrémité de la fissure. On utilise alors d'autres paramètres. Il est important de connaître la taille de la zone plastique au fond de fissure, compte tenu des limites d'application de la mécanique linéaire de la rupture. Plusieurs auteurs ont tenté d'évaluer la forme et la taille de la zone plastifiée en bout de fissure en se basant sur les critères classiques de l'élasticité ou par calcul par la méthode des éléments finis.

I.4.1. Approche d'Irwin

Irwin [43] a été le premier à essayer de corriger les équations de la mécanique linéaire de la rupture pour prévoir la zone plastique au front de la fissure. Si la taille de cette zone demeure assez petite, elle n'a pour effet que de décaler la distribution singulière des contraintes d'une quantité r_y appelée (correction de plasticité ou correction d'Irwin) donnée par la formule suivante :

$$r_y = \frac{1}{\alpha} \left(\frac{K}{\alpha_e} \right)^2 \quad (I.27)$$

Avec :

$\alpha = 2$: en contrainte plane

$\alpha = 6$: en déformation plane.

Cette quantité r_y s'ajoute à la longueur réelle de la fissure.

A partir de la valeur r_y , Irwin définit un facteur d'intensité de contraintes plastiques :

$$K_I^* = \sigma \sqrt{\pi(a + r_y)} \tag{I.28}$$

Les critères de Tresca ou de Von Mises permettent de déterminer avec précision la forme de la zone plastique. Irwin [43], suppose que la forme de la zone plastifiée de dimension r_P est circulaire. La grandeur de cette zone peut être estimée comme la distance r_y entre le fond de la fissure et le point où la contrainte dépasse la limite d'élasticité. σ_e Irwin considère l'existence d'une fissure fictive de profondeur $a + r_y$ (où a est la longueur réelle de la fissure) qui a son extrémité au centre d'une zone plastique de rayon r_y , au bout de cette fissure fictive, et suppose un comportement élasto-plastique parfait ($\sigma Y = \sigma_e = const$) à l'intérieur de cette zone (Figure. I.8). En fait, si l'on adopte les critères de Tresca et de Von Mises, on obtient une forme sensiblement différente qui, de plus, varie dans l'épaisseur de la pièce puisqu'à la surface règne un état de contraintes planes alors qu'à cœur l'on se rapproche davantage d'un état de déformations planes. En conséquence, la zone plastifiée doit décroître graduellement depuis la surface jusqu'au cœur.

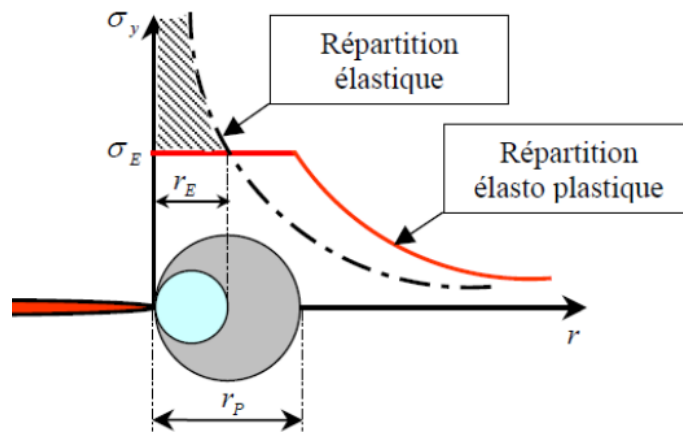


Fig. I.8. Correction de la zone plastique (Irwin).

On peut exprimer les composantes de contraintes sous la forme suivante :

$$\sigma_{ij} = S_{ij} + \delta_{ij} \frac{1}{3} tr\sigma \tag{I.29}$$

S_{ij} : sont les composantes du déviateur et $tr\sigma$ est la trace du tenseur de contrainte:

$$tr\sigma = \sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3 \text{ et } \sigma_{ij} \text{ est l'indice de kroneker} = \begin{cases} 1 \text{ si } i = j \\ 0 \text{ si } i \neq j \end{cases}$$

I.4.1.1. Critère de Von-Mises

Ce critère considère que le seuil de plasticité est lié à l'énergie élastique de cisaillement. C'est l'énergie déviatrice qui provoque la plasticité selon les plans de cisaillement maximum. Cette énergie est définie par :

$$W_d = \int S_{ij} d\varepsilon_{ij}^e \quad (\text{I.30})$$

Après intégration cette énergie s'écrit pour un état seuil $\sigma = \sigma_e$:

$$W_d = \frac{1}{4\mu} S_{ij} S_{ij} = \frac{1}{6\mu} \sigma_e^2 \quad (\text{I.31})$$

Le critère de Von-Mises qui s'écrit sous la forme suivante:

$$S_{II} - \frac{\sigma_e^2}{3} = 0 \quad (\text{I.32})$$

Dans l'espace des contraintes principales à trois dimensions :

$$\frac{1}{\sqrt{2}} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = \sigma_s \quad (\text{I.33})$$

L'équation (I.33), représente un cylindrique (Figure. I.9) à base circulaire de

rayon $R = \sqrt{\frac{2}{3}} \sigma_s$

I.4.1.2. Critère de Tresca

Le critère de Tresca considère que le seuil de plasticité est lié à la contrainte de cisaillement maximale. Celle-ci s'exprimant en fonction de la différence des contraintes principales, le seuil sera atteint pour:

$$\sigma_e = \sup_{i=j} (|\sigma_i - \sigma_j|) \quad (\text{I.34})$$

Dans l'espace des contraintes principales à trois dimensions:

$$\left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 - 4\sigma_e^2 \right] \left[(\sigma_2 - \sigma_3)^2 - 4\sigma_e^2 \right] \left[(\sigma_3 - \sigma_1)^2 - 4\sigma_e^2 \right] = 0 \quad (\text{I.35})$$

Dans l'espace des contraintes principales, le critère de Tresca est représenté par un prisme droit à base hexagonale (Figure. I.9). Ce prisme est inscrit dans le cylindre de Von-Mises. Le critère de Tresca est basé sur la contrainte de cisaillement maximale.

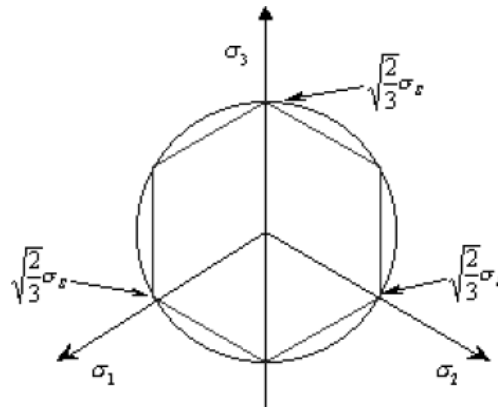


Fig. I.9. Représentation géométrique du critère de Tresca et Von-Mises.

L'utilisation du critère de Von Mises en mode I conduit à des contours décrits sur la figure I.10 et aux équations suivantes:

En contrainte plane:

$$r_y = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 + 3 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (I.37)$$

En déformation plane:

$$r_y = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \left[(1 - 2\nu)^2 + 3 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right] \quad (I.38)$$

Si le calcul de r_y est fondé sur le critère de Tresca, on obtient les relations suivantes dont les contours sont représentés sur la figure 1.10. Les zones de Tresca sont légèrement plus grandes et d'une forme légèrement différente des zones plastiques de Von Mises.

En contrainte plane:

$$r_y = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right)^2 \quad (I.39)$$

En déformation plane:

$$r_y = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \max \left[1, \left(1 - 2\nu + \sin \frac{\theta}{2} \right)^2 \right] \quad (\text{I.40})$$

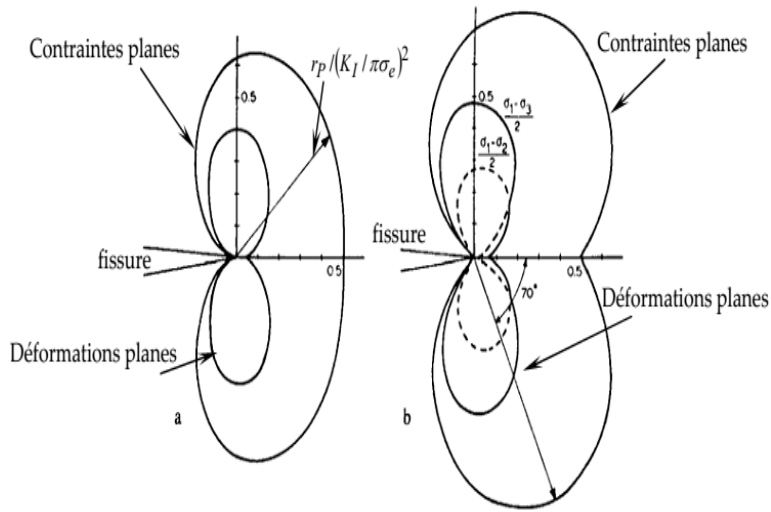


Fig. I.10: Forme de la zone plastique selon les critères de Von Mises et Tresca.

Des analyses semblables peuvent être faites pour des modes II et III de fissuration. Des formes de la zone plastique pour ces modes sont montrées sur la figure I.11, dans le cas d'un calcul fondé sur la base du critère de Von Mises [44]. La forme et la taille de la zone plastique sont sensiblement différentes.

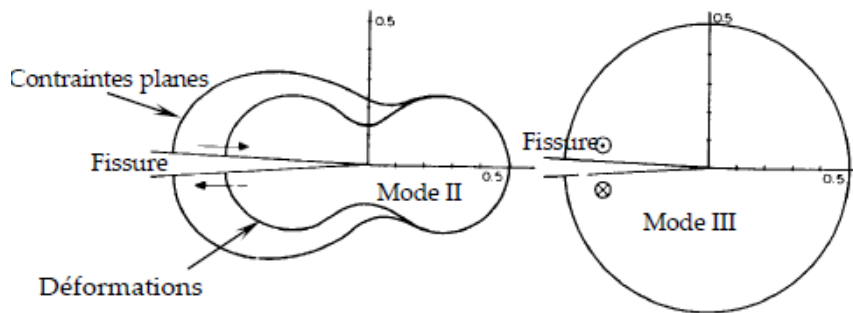


Fig. I.11. Forme de la zone plastique pour les modes II et III.

En Mode II l'utilisation du critère de Von Mises donne:

En contrainte plane :

$$r_y = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_e^2} \left[3 - 8 \sin \frac{\theta}{2} + 9 \sin^4 \frac{\theta}{2} \right] \quad (I.41)$$

Déformations planes

$$r_y = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_e^2} \left[3 - (8 + 4\nu - 4\nu^2) \sin^2 \frac{\theta}{2} + 9 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right] \quad (I.42)$$

En utilisant les critères de Tresca et de Von Mises, Mc Clintock a montré que la zone plastique en mode III et en plasticité confinée, prend la forme d'un cercle [44].

$$r_y = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{III}}{\tau_0} \right)^2 \quad (I.43)$$

En mode mixte et dans le cas général en mode mixte, Rook [47] montre que la taille de la zone plastique après application du critère de Von Mises s'écrit comme suit :

$$r_y = \frac{1}{2\pi\sigma_e^2} \left[K_I^2 \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 + 3 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) + K_I K_{II} \sin \theta (3 \cos \theta - 1) + K_{II}^2 \left(3 + \sin^2 \frac{\theta}{2} \left(1 - 9 \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \right) \right] \quad (I.44)$$

En déformation plane :

$$r_y = \frac{1}{2\pi\sigma_e^2} \left\{ \begin{aligned} & K_I^2 \cos^2 \frac{\theta}{2} \left((1 - 2\nu) + 3 + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) + K_I K_{II} \sin \theta (3 \cos \theta - (1 - 2\theta)) \\ & + \\ & K_{II}^2 \left(3 + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \left((1 - 2\nu)^2 - 9 \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) + 3K_{III}^2 \end{aligned} \right\} \quad (I.45)$$

Des analyses plus récentes ont été réalisées par Tuba [45] et par Rice et Rosengren [26]. Leurs résultats sont présentés sur la figure I.12. Selon Tuba [45], le rayon r_p est maximal à $\theta = 69^\circ$ (Figure. I.12.a), montré dans la figure pour différentes valeurs σ / σ_e . A cet angle la contrainte de cisaillement est maximale. Rice et Rosengren [26] ont prouvé que la zone plastique est légèrement affectée par le taux d'érouissage et le point le plus éloigné de la zone plastique est à $\theta = 100^\circ$ (Figure I.12.b). Rice et Rosengren ont montré que la zone plastifiée déterminée par un calcul aux éléments finis En mode I et en déformation plane, prend la forme de deux ailes

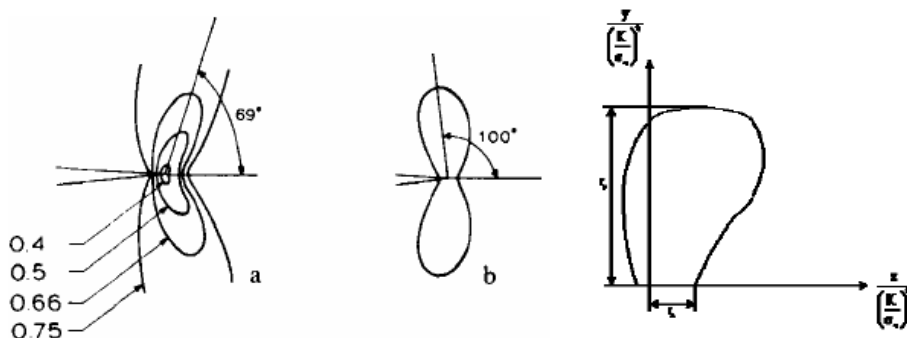


Fig. I.12. Forme de la zone plastique: a) Tuba [44], b) Rice et Rosengren [26].

I.4.2. Approche de Dugdale

Dugdale [46] a proposé un modèle de bande pour la zone plastique dans des conditions de contraintes planes. La figure 1.13) illustre le modèle de Dugdale, qui considère une fissure de longueur $a + r$ avec des contraintes de compression d'intensité de la limite d'élasticité σ_e , qui s'exercent sur la longueur r près de chacune des extrémités. La longueur r représente la taille de la zone plastique. Le phénomène de fermeture de fissure est provoqué par des contraintes internes puisqu'elles tendent à fermer la fissure. Lorsqu'on charge une structure fissurée, une zone plastique se forme à l'extrémité de la fissure. Lors de la décharge, le reste de la structure, reste élastique, exerce alors sur la zone plastique des contraintes de compression σ_e . Le rayon de la zone plastique selon le modèle de Dugdale s'exprime par :

$$R_d = \frac{\pi}{8} \left[\frac{K(1)}{\sigma_e} \right]^2 \quad (\text{I.46})$$

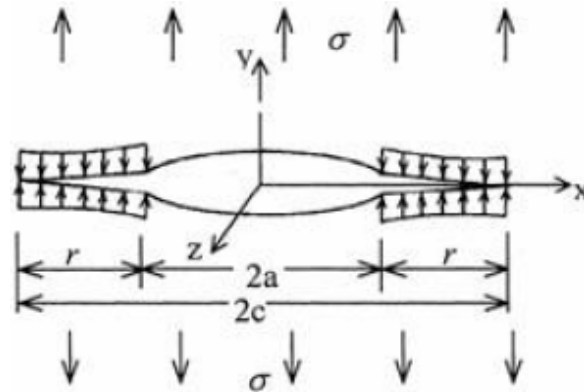


Fig I.13. Modèle de la zone plastique de Dugdale.

I.5. Conclusion

Le comportement à la rupture d'une structure fissurée peut être décrit soit par l'approche globale basée sur un bilan énergétique soit par l'approche locale basée sur le champ de contraintes en pointe de fissure. Dans l'hypothèse du comportement élastique linéaire, les différentes expressions du taux de restitution d'énergie permettent, d'une part, d'avoir des relations avec le facteur d'intensités de contrainte et d'autre part, une caractérisation expérimentale simple. Si ces deux paramètres (K et G) sont essentiels pour la mécanique de la rupture, elles ne restent valables que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, la prise en compte du

comportement réel des structures est nécessaire pour définir d'autres paramètres de rupture tenant compte de l'effet de la plasticité.

Le concept de l'intégrale J a permis l'extension de la mécanique de la rupture au comportement élastoplastique des matériaux. Les caractéristiques attractives de l'intégrale J sont à l'origine du succès de ce paramètre. De nombreuses normes proposent des grandeurs caractérisant l'amorçage et la propagation stable de la fissure.

Au point de vue expérimental, certains travaux ont montré que l'intégrale J peut être liée linéairement à l'ouverture de la fissure CTOD; ces travaux confirment la loi de Rice. Cependant, la valeur du coefficient de proportionnalité diffère d'un auteur à l'autre. A la base de ces paramètres plusieurs critères de bifurcation établis, permettent une meilleure caractérisation à la rupture des matériaux.

Lorsque les contraintes en pointe de fissure dépassent la limite d'élasticité du matériau, il se forme à l'extrémité de la fissure une zone plastique. au delà d'une certaine plastification la mécanique linéaire de la rupture devient progressivement imprécise et le facteur d'intensité de contrainte n'est plus adapté à la description des champs des contraintes de déplacement à l'extrémité de la fissure. Plusieurs auteurs ont tenté d'évaluer la forme et la taille de zone plastifiée en bout de fissure en se basant sur les critères classique d'élasticité ou par calcul par la méthode des éléments finis.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [I. 1] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of Australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [I.2] Baker, A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures* 47 (1999), 431–443.
- [I.3] Kradinov, V., Hanauska, J., Barut, A., Madenci, E., and Ambur, D. Bolted patch repair of composite panels with a cutout. *Composite Structures* 56 (2002), 423–444.
- [I.4] D.A. Dillard & A.V. Pocius. *The mechanics of adhesion* ISBN: 0-444-51-140-7, Elsevier 2002.
- [I.5] Goland, and Reissner. The stress in cemented joints. *Journal of Applied Mechanics* 11 (1944), A17–A27.
- [I.6] Fredell, R.S., van Barnveld, W. and Vlot, A. Analysis of composite crack patching of fuselage structures: High patch modulus isn't the whole story. *SAMPE Int. Symp.* 39, April 1994.
- [I.7] Oplinger, D. Effects of adherent deflection in single lap joints. *International Journal of Solids and Structures* 31, 18 (1994), 2565–2587.
- [I.8] Hart-Smith, L. Adhesive-bonded single-lap joints. Tech. Rep. CR-112236, NASA, 1973.
- [I.9] Hart-Smith, L. A peel-type durability test coupon to assess interfaces in bonded, cobonded,
- [I.10] Tsai, M. Y., Oplinger, D. W., and Morton, J. Improved theoretical solutions for adhesive lap joints. *International Journal of Solids and Structures* 35, 12 (1998), 1163–1185.
- [I.11] J. Wang, A.N. Rider, M. Heller, and R. Kaye. Theoretical and experimental research into optimal edge taper of bonded repair patches subject to fatigue loadings. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol 25 :410–426, 2006.
- [I.12] Kumar, A., and Hakeem, S. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures* 49 (2000), 285–292.
- [I.13] D. S. Fatigue Response of Repaired Thick Aluminum Panels with Bondline Flaws. MS Thesis, AFIT/GAE/ENY/99M-03. School of Engineering, Air Force Institute of Technology, (AU), Wright-Patterson AFB, 1999.
- [I.14] Molent L, Callinan RJ, Jones R. design of an all boron/epoxy doubler reinforcement for F111C wing pivot : structural aspects. *Composite Structure*, Vol 11, 1989, pages 57-83.
- [I.15] Jean-Denis MATHIAS. Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques Université BLAISE PASCAL - Clermont II 2005.
- [I.16] Baker A.A. Fatigue studies related to certification of composite crack patching for primary metallic aircraft structure. In: proceeding of FAA-NASA Symposium on Continued Airworthiness of aircraft structures. DOT/FAA/AR-97/2, 1996.p.313-29.
- [I.17] Ting T, Jones R, Chiu WK, Marshall IH, Greer JM. Composites repairs to rib stiffened panels. *Composite Structures*, 1999, Vol 47, pages 737-743.

-
- [I.18] C.F. Shih, H.G. deLorenzi et W.R. Andrews, 'Studies on crack initiation and stable Crack growth', Elastic-Plastic Fracture, ASTM STP 668, American Society for Testing And Materials, Philadelphia, 1979, pp. 65-120.
- [I.19] M.F. Kanninen, E.F. Rybicki, R.B. Stonesier, D. Broek, A.r. Rosenfield, C.W. Marscall Et G.T. Hahn, 'Elastic-Plastic Fracture Mechanics for Two-Dimensinal Stable Crack Growth and Instability Problems', Elastic-Plastic Fracture, ASTM STP 668, American Society for Testing And Materials, Piladelphia, 1979, pp. 121-150.
- [I.20] J.E. Rice. A path independent integral and the approximate analysis of strain Concentrations by notches and cracks, Journal of Applied Mechanics, vol. 35, 1968, pp. 379-386.
- [I.21] J.A. Beley et J.D. Landes, The J integral as a fracture criterion, ASTM STP 514, American Society for Testing And Materials, Piladelphia, 1972, pp. 1-20.
- [I.22] A.A. Griffith, The phenomena of rupture and flow in solids. Philosophical Transactions of the Royal Society, Vol. A221, 1920, pp. 163-198.
- [I.23] G.R. Irwin, Analysis of stresses and strains near the end of crack traversing a plate', Journal of Applied Mechanics, vol. 24, 1957, pp. 361-364.
- [I.24] H.M. Westergaad, Bearing pressures and cracks. Trans. ASME, Journal. Appl. Mech, 1939.
- [I.25] J. W. Hutchinson. Singular behaviour at the end of a tensile crack in a hardening material. Journal of Mechanics and physics of solids, vol 16, pp. 1-12, 1968.
- [I.26] J.R. Rice et G.F. Rosengren. Plane strain deformation near a crack tip in a power-law hardening materials. J. Mech. Phys. Sol. vol. 16, pp. 1, 1968.
- [I.27] J.A. Begly et J.D. Landes. The J integral as a fracture criterion, ASTM, STP vol. 514, pp 1-20, 1972
- [I.28] A.A. Wells. Unstable crack propagation in metals: cleavage and fast fracture, cranfield crack propagation symposium, vol. 1, pp. 210-230, 1961.
- [I.29] G.R Irwin Fracture , In: Flugge S, editor, Handbuch der Physik, vol. 6, Berlin: Springer, p 1, 1958.
- [I.30] C.F. Shih. Relationship between the J integral and the crack opening displacement for stationary and extending cracks. Journal of the Mechanics and physics of solids, vol. 29, pp, 305-326, 1981.
- [I.31] J.N. Robinson et A.S. Tetelman. Measurement of K_{IC} on small specimens using critical crack tip opening displacement fracture toughness and slow stable cracking, ASTM STP 595, pp, 139-158, 1974.
- [I.32] D. Brock. Correlation between stretched zone size and fracture toughness. Engineering Fracture Mechanics, vol 6, pp. 173-181, 1974.
- [I.33] L. Beauvneau , M. bethmont, H. Burlet et A. Pineau, Effect of test specimen geometry on ductile fracture toughness of a C-Mn steel. Mechanism and Mechanics of Damage and failure. ECF 11 ed J. Petit EMAS UK, vol 2, pp 805-810, 1995.
- [I.34] P.H. Davies. An elastic plastic fracture mechanics study of crack initiation in 316 stainless steel, elastic plastic fracture, ASTM STP 803, vol. 2, pp 611-631, 1983. 83.
- [I.35] G.M. Wilkowski, C.W. Marschall et M.P. Landow. Extrapolation of CT specimen J-R curves, Fracture mechanics ASTM STP 1074, pp. 56-84, 1990.

-
- [I.36] Norme AFNOR NF A 03-183, Mécanique de la Rupture : Détermination à partir de La courbe J- Δa des valeurs conventionnelles J_0 et dJ/da , caractéristiques de la résistance à la déchirure ductile, juin 1987.
- [I.37] Norme ASTM E813-89. Standard Test Method for J_{IC} , A leasure of fracture Toughness. Avril 1991.
- [I.38] U. Eisele et E. Roos. Evaluation of different fracture-mechanical J-integral initiation values with regard to their usability in safety assessment of components' Nuclear Engineering and Design, Vol. 130, 1990, pp.237-247.
- [I.39] O. Kolednik et H.P. Stuwe. The stereophotogrammetric determination of the critical crack tip opening displacement, Engineering Fracture Mechanics, Vol. 21, N°1, 1985, PP. 145-155.
- [I.40] D. Bergez. La rupture des plaques et des coques fissures, Thèse de doctorat es sciences. Université de paris, Juin 1974.
- [I.41] M.Y. He, A.Bartlett, A.G.Evans et J.W. Hutchinson. Kiking of a crack out of a interface: Role of in plane stress. J.Am.Ceram.Sco. Vol. 74,pp. 767-771, 1991.
- [I.42] K. Hayashi et S. Nemat-Nasser. Energy release rate andcrack kinking under combined loading. J. Appl. Mech. Vol. 48, pp.520-524, 1981.
- [I.43] GR.Irwin. Fraturing of metals ASM, Clveland, Chio, p.147, 1949.
- [I.44] McClintock, F. A. and Irwin, G. R. Plasticity aspects of fracture mechanics. ASTM STP 381,(1965)pp.84-113.
- [I.45] Tuba, I. S. A method of elastic-plastic plane stress and strain analysis, J. Strain Analysis. 1 (1966) pp. 115-122.
- [I.46] D.S.Dugdale. Yielding of steel sheets containing slits, J.of the mechanics and physics of solids 1960.
- [I.47] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN. Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, Engineering

Chapitre II

Réparation par patches en composites

Chapitre II

Réparation par patches en composites

II.1. Introduction

La technologie de la réparation des structures endommagées a progressé considérablement et est actuellement largement exploitée surtout en aéronautique pour les avantages qu'elle fournit. Actuellement, de nouvelles techniques sont développées dans le but de réduire la vitesse de propagation de la fissure et prolonger la durée de vie des structures à l'exemple de celle du double patch qui améliore la réparation par simple patch. La majorité des études suppose que le comportement est élastique alors que quelques-unes analysent le comportement élastoplastique du substrat. Ce chapitre, a pour but de présenter quelques-uns de ces travaux menés dans le domaine de la maintenance aéronautique afin de réparer des structures endommagées en utilisant des matériaux composites. En effet, grâce à leurs propriétés mécaniques élevées et à leur diversité, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés pour réparer des structures aéronautiques vieillissant. Leurs applications ont connu un essor à la fin des années 70. Quelques travaux sur la réparation par patches composites sont présentés suivis d'une discussion sur le choix du composite utilisé. Enfin, des exemples d'application illustrent la pertinence du choix des matériaux composites pour réparer des zones endommagées.

II.2. Méthodes de réparation des structures fissurées par fatigue

II.2.1. Méthode d'infiltration

Le principe de cette méthode est d'infiltrer au fond de la fissure une résine afin de provoquer artificiellement la fermeture de la fissure. Ainsi, l'amplitude du chargement, conduisant à l'ouverture et à la propagation de la fissure, est restreinte. Comme la vitesse de propagation qui dépend essentiellement de ce chargement est ralentie par ce procédé. Song et autres [1,2] ont montré que l'infiltration de la résine époxy était capable d'arrêter la propagation d'une fissure à de faibles niveaux du facteur d'intensité de contrainte. La nature du matériau pour l'infiltration et la taille des particules de ces matériaux ont un effet améliorant sur la durée de vie. Le niveau de fermeture de la fissure est quantifié par la fonction U :

$$U = \frac{K_{\max} - K_{op}}{K_{\max} - K_{\min}} = \frac{\Delta K_{eff}}{\Delta K} \quad (II.1)$$

K_{\max} , K_{op} , K_{\min} sont les facteurs d'intensité de contrainte maximal, d'ouverture de la fissure et minimal. ΔK_{eff} et ΔK sont les amplitudes du facteur d'intensité de contraintes effective et nominale.

D'une manière générale, l'efficacité de la méthode d'infiltration pour réparer les structures fissurées dépend de plusieurs paramètres :

- le type de résine,
- la taille des particules de la poudre,

- la densité des particules de la poudre utilisée
- la charge d'infiltration.

II.2.2. Méthode du perçage d'un trou

Le perçage d'un trou à l'extrémité d'une fissure permet un arrêt temporaire ou permanent de la propagation de la fissure. Cette méthode est basée sur la modification géométrique du fond de fissure. Elle est effectuée dans le but d'augmenter le rayon en fond de fissure ce qui entraîne une réduction du facteur local de concentration de contrainte Kt [3]. Dans le domaine élastique, les contraintes et les déformations locales peuvent être obtenues à partir du facteur de concentration de contraintes Kt défini par :

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_N} = \frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_N} \quad (\text{II.2})$$

σ_{\max} et ε_{\max} sont les contraintes et les déformations locales, σ_N et ε_N sont les contraintes et les déformations nominales. Les concentrations de contraintes dues aux discontinuités géométriques réduisent les résistances statiques et cycliques des structures. La figure II.1 montre la présence des zones de concentration de contraintes dans des pièces entaillées. Si on considère une pièce non entaillée soumise à des efforts de traction, pour un chargement uniforme, les lignes de chargement sont parallèles et uniformément espacées les unes des autres (figure II.1.a). Dans le cas d'une pièce entaillée, les lignes de chargement doivent contourner le défaut. Au fond de l'entaille, les lignes sont plus rapprochées dans une surface moindre (figure II.1.b), ceci conduit à une augmentation de la contrainte dans cette zone : c'est le phénomène de concentration des contraintes locales.

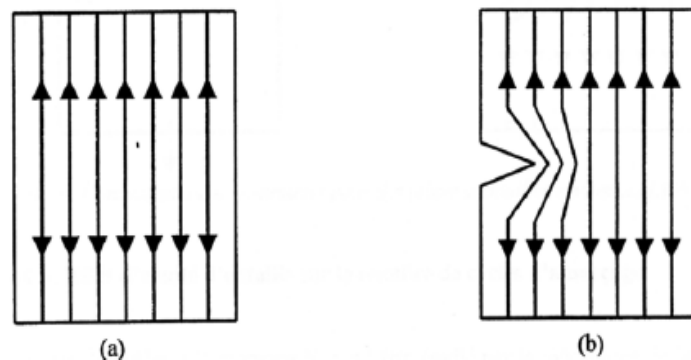


Fig. II.1. Schéma des lignes de chargement

Depuis plusieurs décennies, le perçage en fond de fissure de fatigue est utilisé comme méthode de réparation dans le domaine de l'aérospatiale (figure II.2). Le perçage à l'extrémité de la fissure augmente le rayon au front de fissure ce qui a pour conséquence la réduction de la contrainte maximale (singularité). Cette opération stoppe la fissure pendant un certain nombre de cycles [4]. Le nombre de cycles de réamorçage Na est le nombre de cycles gagnés sur la durée de vie par rapport à une structure non réparée. La figure II.3 illustre cet arrêt de la propagation. L'amorçage de la fissure est retardé par le perçage du trou et la durée de vie augmente avec l'accroissement du diamètre du trou. Cette technique apporte différents avantages : elle est simple à réaliser, reproductible et utilisable pour des structures qui ne sont

accessibles que d'un seul côté. Elle permet de garder la structure en service en attendant un éventuel changement de la pièce endommagée.

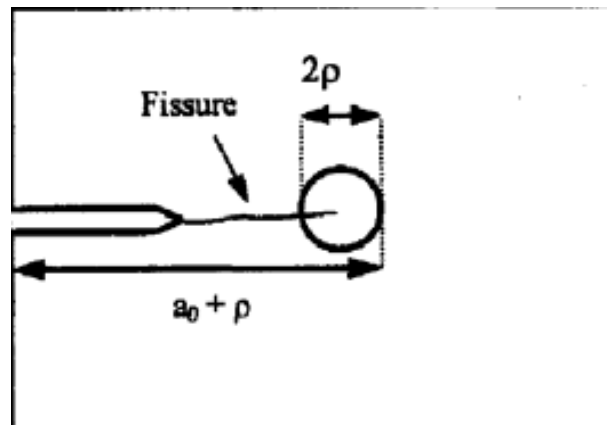


Fig. II.2. Schéma du perçage au fond de la fissure

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

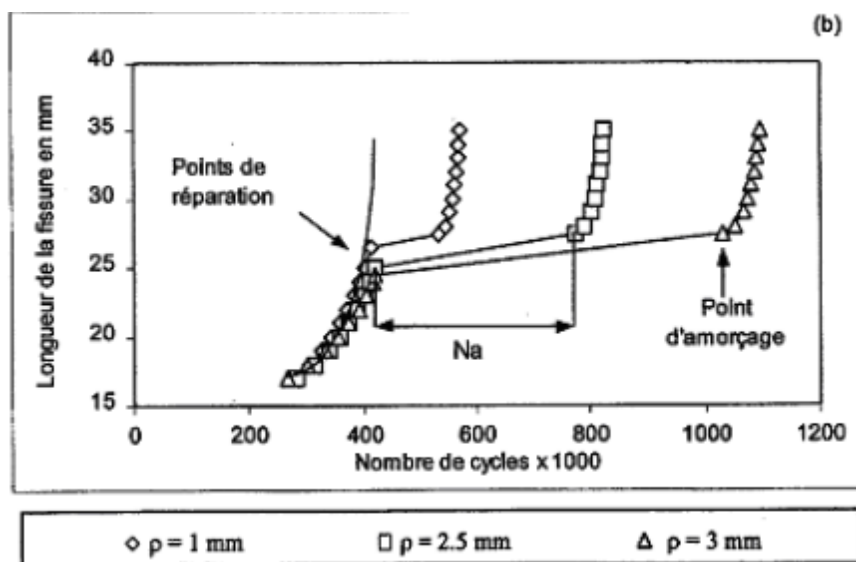


Fig. II.3. Courbes de fissuration : évolution de a en fonction de N avant et après perçage de l'alliage d'aluminium 6082 T6

Song et autres [5] ont étudié l'amélioration de la durée de vie après perçage du trou sur des éprouvettes en aluminium 6061-T651 et d'acier AISI 304. Ils ont utilisé un facteur d'entaille de fatigue K_f , qui dépend de la géométrie de l'entaille, de la charge et du matériau, et le rapport $\Delta J / \rho \sigma c$. La relation entre K_f et K_t est ci dessous :

$$K_f = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + (c / \rho)} \tag{II.3}$$

Où ρ est le rayon du trou percé en fond d'entaille et c est une constante du matériau donnée par :

$$c = 0.0254 \left(\frac{2079}{S_u} \right)^{1.8} \quad (\text{II.4})$$

où

S_u est la résistance maximale du matériau.

- ΔJ est l'énergie de la déformation.

La durée de vie à l'amorçage de fatigue N_i est exprimée par la relation suivante :

$$N_i = m \left(\frac{\Delta J}{\rho \alpha_c} \right)^n \quad (\text{II.5})$$

où :

m et n sont des constantes du matériau, et α_c est une constante dépendant de la géométrie de l'entaille.

Le perçage du trou diminue les valeurs du facteur K_f et le rapport $\Delta J / \rho \alpha_c$. Différentes positions de perçage ont été étudiées (figure II.4):

o La première configuration (figure II.4.a) consiste à percer des trous de façon à éliminer la singularité au fond de la fissure. Les trous sont percés de façon à ne pas affecter la longueur initiale de la fissure afin d'obtenir un défaut de taille minimale ($2a_0$). Cependant, cette condition de défaut de taille initiale n'assure pas l'élimination totale du fond de la fissure après perçage. Dans ce cas, le perçage n'a aucun effet d'arrêt de la propagation de la fissure.

o La deuxième configuration (figure II.4.b) a pour but de percer un trou de sorte que la fissure soit contenue dans le trou. Cette position est efficace dans le cas des fissures courtes puisqu'elle est basée sur l'élimination du défaut (fissure).

o Dans la troisième configuration (figure 2.4.c), le fond de la fissure correspond au centre du trou. Dans cette position, le fond de la fissure ainsi que la zone endommagée par fatigue sont éliminés. La longueur totale de la fissure devient alors égale à $2a_0 + 2\rho$, ρ étant le rayon des trous percés.

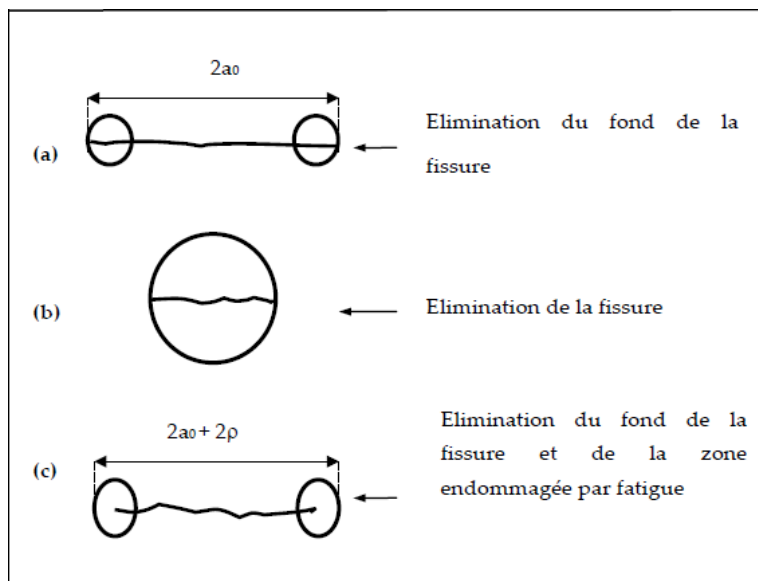


Fig. II.4. Différentes positions de perçage.

II.2.3. Méthode du perçage avec expansion (cold working)

L'expansion d'un trou est un processus mécanique utilisé pour améliorer l'effet bénéfique du perçage en fond de fissure et pour retarder ou arrêter la propagation de la fissure. L'expansion est obtenue par un olivage du trou jusqu'à un certain diamètre final. Cette technique a en fait pour but de prolonger la durée de vie des structures en fatigue. Burlat [6] a constaté que l'expansion du trou percé dans le cas de l'alliage d'aluminium 7475-T7351 améliore la durée de vie en fatigue par rapport à un trou non-expansé d'un facteur variant entre 1.5 et 9. Les auteurs [7,8] ont aussi réalisé des essais de fatigue pour comparer l'amorçage et la propagation de la fissure après perçage sans expansion et avec expansion. La figure II.5 montre que les éprouvettes avec expansion peuvent atteindre une amélioration de la durée de vie de 10 fois par rapport aux éprouvettes sans expansion. Cette amélioration est attribuée à l'effet des contraintes résiduelles de compression induites par la déformation plastique au bord du trou. Ghfiri et autres [9,10] ont montré que l'expansion conduit non seulement à une augmentation de la période d'amorçage mais aussi à une diminution de la vitesse de propagation après le réamorçage soit également à un accroissement de la durée de vie à la propagation de la fissure pour la même longueur.

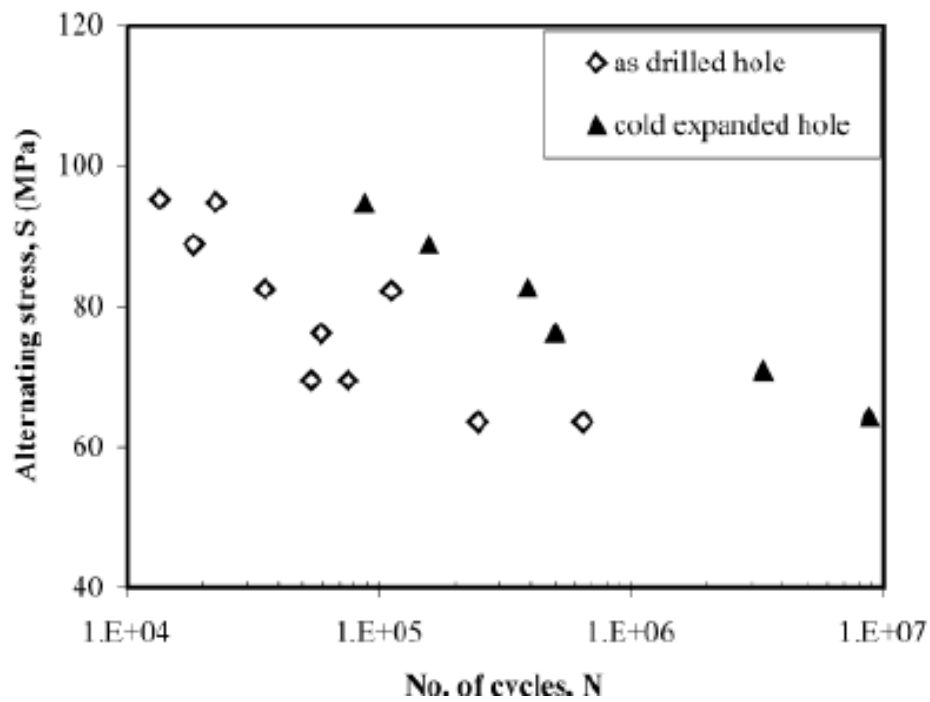


Fig. II.5. Courbe S-N des résultats expérimentaux de fatigue

L'expansion du diamètre du trou est réalisée par le passage à travers le trou d'un outillage (bille en acier, mandrin, cône...) de diamètre supérieur. Bernard et autres [11] réalisent l'expansion par le passage d'un mandrin avec un anneau lubrifié à travers le trou (figure II.6). La fonction de l'anneau est de faciliter le passage du mandrin et d'assurer l'expansion radiale du trou.

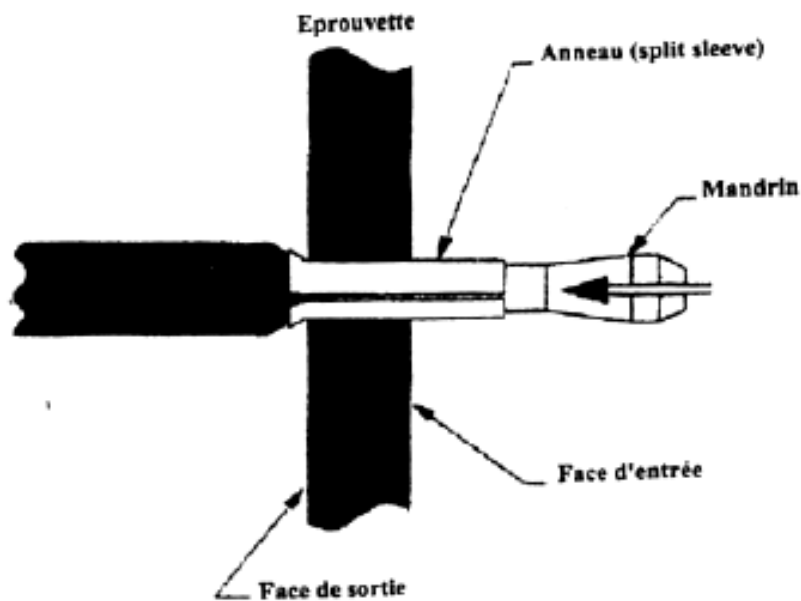


Fig. II.6. Processus de l'expansion

L'expansion du trou est effectuée par le passage d'un mandrin de diamètre D à travers le perçage de diamètre initial d ($D > d$). Le degré d'expansion DE est défini en pourcentage par l'expression suivante :

$$DE \% = \frac{D-d}{d} \times 100 \quad (\text{II.6})$$

Les contraintes apparaissant lors du processus de l'expansion du trou sont présentées schématiquement sur la figure 2.7. Après perçage, les contraintes résiduelles au bord peuvent être de compression ou de traction, tout dépend de l'histoire de sa réalisation. Quand le mandrin est enfoncé dans le trou, les contraintes au bord sont de traction et peuvent atteindre la limite d'élasticité du matériau. Lorsque le mandrin quitte le trou expansé, pour respecter les conditions d'équilibre, la zone déformée génère des contraintes résiduelles de compression au bord du trou. La taille de la zone plastifiée dépend du degré d'expansion. Les contraintes normales radiales sont nulles au bord puis deviennent négatives (compression) en s'éloignant de celui-ci. Les contraintes circonférentielles sont de compression du bord jusqu'à une distance (r_{x0}) puis deviennent de traction. De plus, le contact de la bille ou du mandrin sur le trou peut améliorer l'état de surface, ce qui a un effet améliorant sur la durée de vie.

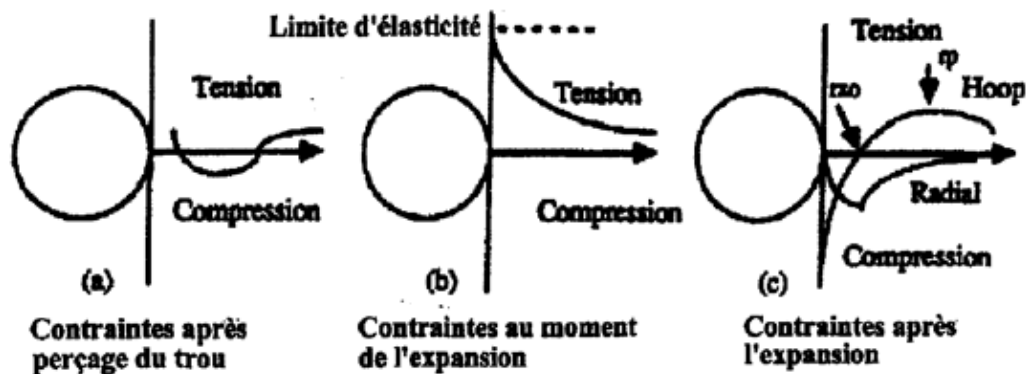


Fig. II.7. Phénomène du processus de l'expansion du perçage

Dans la littérature, les travaux des auteurs [9, 10,12] étudient l'effet de l'expansion sur l'amorçage de la fissure. D'autres travaux des auteurs Lacarac et Zhang [13,14] ont été réalisés afin d'étudier l'effet de l'expansion sur la propagation de la fissure.

II.2.4. Méthode de la surcharge

L'application d'un cycle de plus grande amplitude au cours d'un chargement à amplitude constante entraîne une zone de transition de la propagation. Dans cette zone, la vitesse de propagation de la fissure diminue dans un premier temps pour atteindre un minimum puis augmente jusqu'au niveau de la vitesse de propagation initiale. De par son effet bénéfique sur la durée de vie en fatigue, la surcharge peut être considérée comme un moyen de réparation lors de l'apparition d'une fissure sur un élément de structure métallique.

Après l'application d'une surcharge, une zone plastifiée est créée en fond de fissure. Cette zone génère des contraintes résiduelles de compression qui expliquent le retard occasionné après un cycle de surcharge [15,16]. Elber [17] explique le retard par la fermeture de fissure

induite par plasticité qui est une conséquence des contraintes résiduelles de compression. Suresh [18] montre que la déviation de la direction de propagation (ou bifurcation) de la fissure est un mécanisme secondaire du retard suite à une surcharge. Le retard pourrait aussi être expliqué par une combinaison de ces deux mécanismes (fermeture et déviation).

Plusieurs travaux [19,20] montrent que la vitesse minimale (da/dN) min atteinte après surcharge est sensible à la valeur du rapport de surcharge R_{pic} (figure II.8). Plus l'amplitude de la surcharge est élevée, plus la vitesse minimale (da/dN) min est faible. Le blocage complet de la propagation peut avoir lieu à partir d'une certaine valeur limite de R_{pic} .

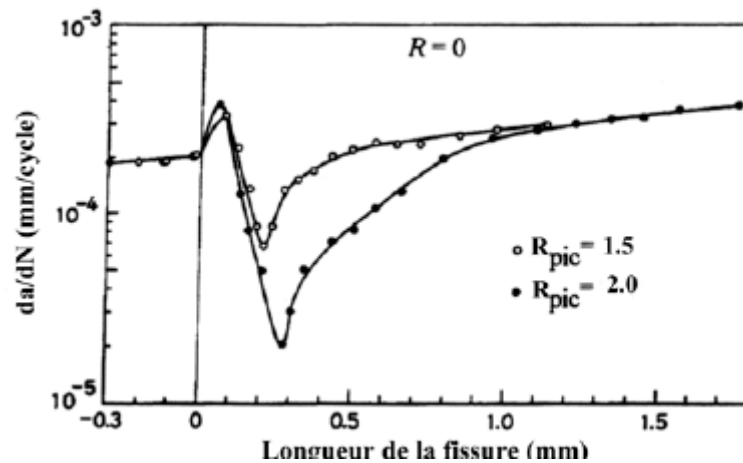


Fig II.8. Effet du rapport de surcharge R_{pic} sur la vitesse de propagation de la fissure avec un rapport de charge $R = 0$, selon Tsukuda [19]

En général, la vitesse atteinte juste après l'application de la surcharge peut être caractérisée par un coefficient de sévérité S_r qui est exprimé par :

$$S_r = \frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{\min}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{base}} \quad (\text{II.7})$$

$(da/dN)_{base}$ correspond à la vitesse de propagation atteinte avant l'application de la surcharge.

Les travaux d'Imad [105], dans le cas d'un acier de construction E36 d'épaisseur 12 mm, mettent en évidence l'influence du rapport de surcharge R_{pic} ($R_{pic} = \frac{K_{pic}}{K_{max}}$) sur le nombre de cycles de retard N_d . La figure II.9 regroupe les différents résultats de Louah [20] (acier E36 d'épaisseur 15 mm) et Imad [21] et montre que le nombre de cycles affectés par le retard N_d augmente avec le rapport de surcharge R_{pic} . Selon une fonction puissance.

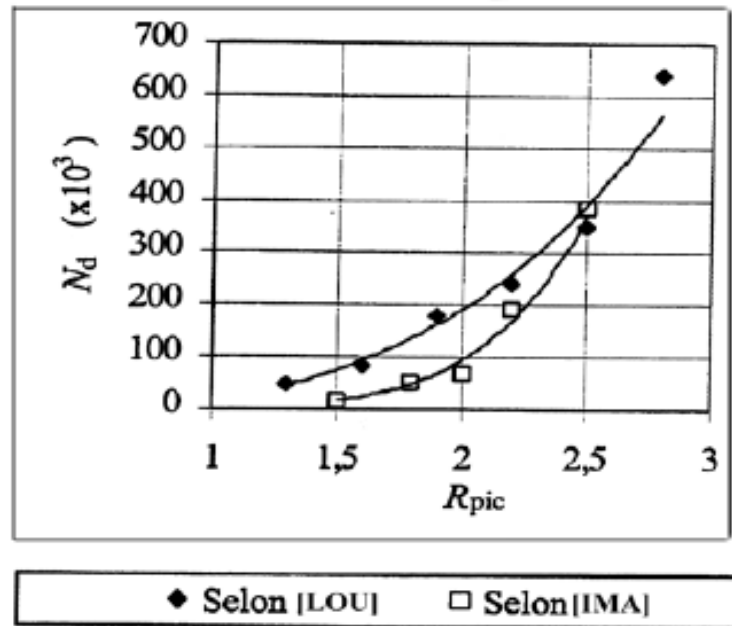


Fig. II. 9. Evolution du nombre de cycles affectés par le retard N_d en fonction du rapport de surcharge R_{pic} .

II.2.5. L’empreinte de billes

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

Rijk et autres [22] ont utilisé une bille en acier de 8 mm de diamètre pour ralentir la propagation de la fissure sur une pièce d’aluminium 2024 d’épaisseur 2 mm. La bille est pressée en fond de fissure ($a_0 = 10$ mm) par une force de 700 Kgf (6860 N). L’empreinte obtenue atteint un diamètre de 2.8 mm. Le tableau 2.1 fournit les résultats obtenus par cette méthode en terme de gain de durée de vie et donne le nombre de cycles pour propager la fissure jusqu’à une longueur finale de 80 mm.

		Sans empreintes		Avec empreintes	
$\sigma_a = 6.5$ Kgf/mm ²	Eprouvette	19d	19e	19b	21g
	N (Kcycles)	8.61	8.15	516.8	> 528.5
$\sigma_a = 5.0$ Kgf/mm ²	Eprouvette	19a	16d	21d	19f
	N (Kcycles)	20.86	22.19	> 1460	> 2918

Tableau II.1. Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation de la fissure de $a_0 = 10$ à $a_f = 80$ mm [22].

Après indentation, les auteurs constatent que la durée de vie en fatigue augmente d’un facteur égal à 62 par rapport à une fissure non réparée pour une amplitude de contrainte $\sigma_a = 6.5$ Kgf/mm² (63.7 N/mm²) et d’un facteur de 102 pour une amplitude de contrainte $\sigma_a = 5.0$ Kgf/mm² (49 N/mm²). Goto et autres [23] ont étudié l’influence de la charge de pression de la bille au fond de la fissure sur la durée de vie en fatigue N_r (N_r est le nombre de cycles à

la rupture) dans le cas du zinc (JIS G3313). Les essais ont été réalisés sur des éprouvettes pré-fissurées ($a_0 = 10 \text{ mm}$) et d'épaisseur 0.8 mm . L'étude est effectuée sur différentes tailles d'empreintes ($d = 1.1, 2.1 \text{ et } 2.9 \text{ mm}$) obtenues avec différentes charges ($P = 2.0, 2.9 \text{ et } 5.9 \text{ kN}$).

La figure II.10, présentant les courbes d'endurance, montre que la résistance à la fatigue augmente avec la charge de pression. Pour $P=5.9 \text{ kN}$, la durée de vie en fatigue augmente d'un facteur de 60 par rapport à une fissure sans empreinte (pour $\Delta\sigma = 180 \text{ MPa}$).

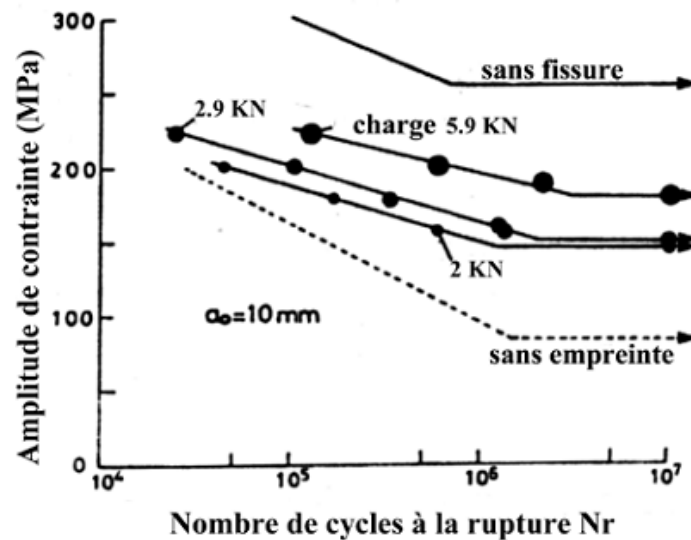


Fig. II.10 présentant les courbes d'endurance, montre que la résistance à la fatigue augmente avec la charge de pression.

II.2.6. Technique du meulage

Cette technique de réparation est basée sur le principe d'élimination des fissures par enlèvement de matière (figure II.11). Elle permet ainsi d'éliminer la singularité créée par le front de la fissure. C'est une technique simple qui nécessite un matériel moins encombrant et moins coûteux (une meule).

Le meulage peut engendrer de bons résultats en termes de durée de vie bénéfique moyennant quelques précautions élémentaires au niveau de sa mise en œuvre. Cependant, cette technique peut fragiliser la structure du fait de la diminution localisée de la section. Ce qui nécessite une vérification par les calculs de la tenue mécanique de telles structures après réparation.

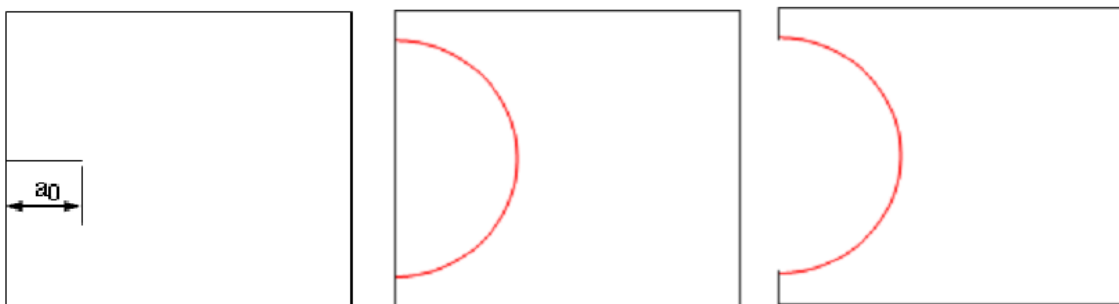


Fig. II.11. Schéma de principe du meulage.

Elle est souvent recommandée dans le cas des réparations des fissures dans des structures épaisses (appareils à pression, rails,...) [24,25, 26,27]. Elle est aussi utilisée comme technique de parachèvement dans le cas des joints soudés en vue de permettre l'extension de leur durée de vie.

II.2.7. Technique de collage du patch en composite

Le concept d'utilisation des matériaux composites collés en tant que moyen de maintenir contre le vieillissement des structures aéronautiques a été institué en Australie il y a approximativement trente ans. Depuis ce temps, il a été appliqué avec succès dans de nombreuses situations exigeant des réparations. Ces applications n'ont pas été limitées en Australie. Le Canada, le Royaume-Uni, les Etats-Unis, et la France ont également bénéficié de l'utilisation de cette technologie.

Les composants aéronautiques sont soumis en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiaux et à amplitude variable, ce qui provoque un phénomène d'endommagement par fatigue et par corrosion. En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les avions dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement mises en place pour détecter les défauts ou les dommages. Cependant, le coût du remplacement des parties importantes de la structure ou de grands composants tels que la voilure est très souvent rédhibitoire. Une alternative consiste à utiliser des patchs composites pour réparer les composants endommagés. La conception des réparations nécessite une optimisation des caractéristiques du patch : géométrie, nombre de plis unidirectionnels, orientation des plis les uns par rapport aux autres, positionnement autour de la zone à soulager.

II.2.7.1. Assemblages collés

De nombreux types d'assemblages collés ont été étudiés afin de tester leurs propriétés mécaniques et donc la résistance des adhésifs en situation réelle. Citons par exemple les joints à simple et double recouvrement "single and double lap joints" en anglais, les joints massiques et annulaires en torsion "torsion butt joint and napkin ring test" et les joints massiques sollicités en traction "butt joints"[28]. Le choix de la géométrie utilisée correspond à un compromis entre la simplicité d'élaboration, le type de sollicitation envisagé, la nature des résultats souhaités, qualitative ou quantitative. Ainsi, on s'attachera moins aux problèmes de répartition de contraintes si on ne souhaite faire que du comparatif. Le choix du type d'assemblage peut aussi être dicté par l'utilisation, soit d'une méthodologie industrielle, soit d'une méthode standardisée et référencée par "the American Society for Testing and Materials (ASTM)", par exemple [28].

L'évaluation des performances et de la durabilité d'un assemblage collé s'effectue soit par :

- **Tests mécaniques destructifs.** Il s'agit alors de mesurer un paramètre de force ou de déplacement maximal à la rupture. Le paramètre mesuré sera représentatif de l'adhérence (force ou travail qu'il faut fournir au système pour en séparer les deux constituants). La rupture peut être **adhésive**, c'est-à-dire si elle se produit à l'interface adhésif/substrat. Elle peut être **cohésive**, c'est-à-dire si elle survient au sein de l'adhésif (ou du substrat). La valeur

mesurée de la rupture est caractéristique des propriétés intrinsèques du matériau dans laquelle a eu lieu (figure II.12). Les principales sollicitations mécaniques sont la traction, le cisaillement, le clivage ou le pelage, figure II.13

• **Contrôles Non Destructifs (CND)** qui, du fait de l'intérêt que leurs portent les industriels, se développent considérablement même s'ils ne sont pas encore totalement fiables. Citons, par exemple, la caractérisation d'assemblages collés par ultrasons.

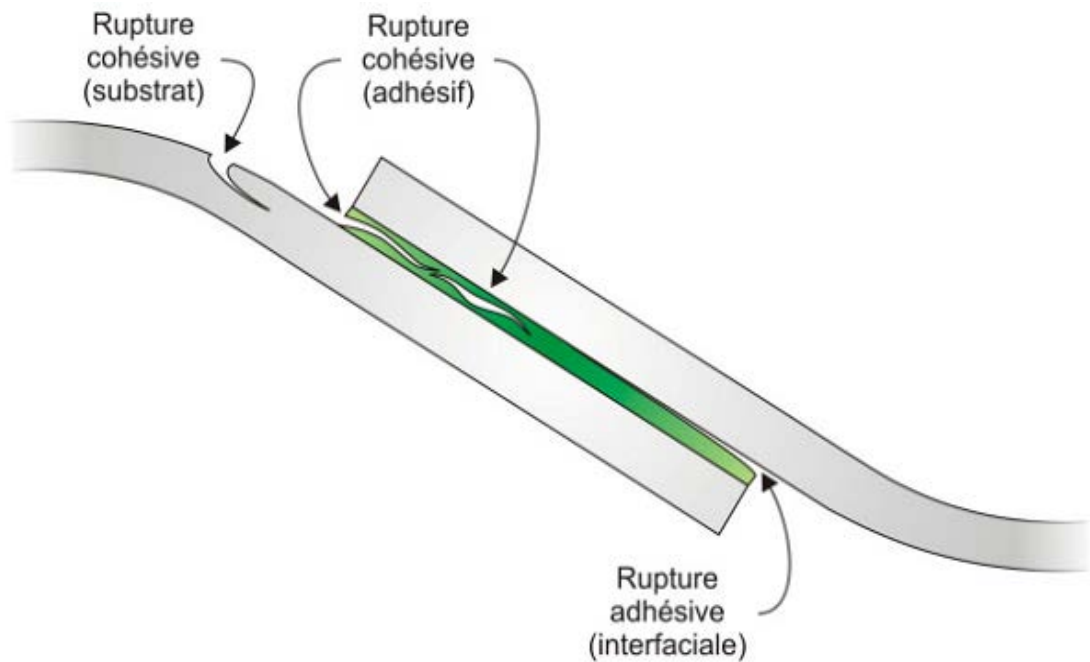


Fig. II.12. Différents modes de ruptures [29]

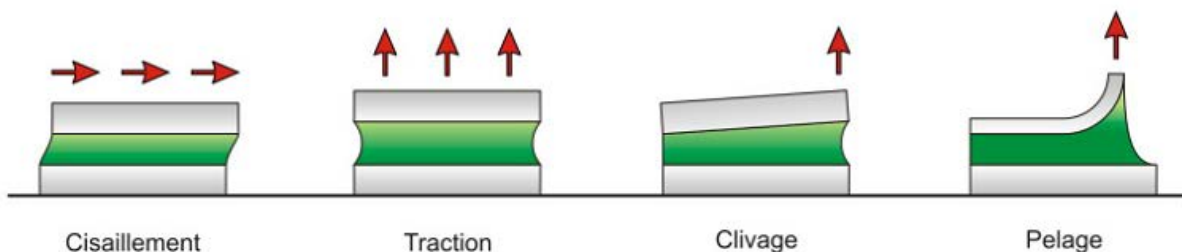


Fig II.13. Différents modes de sollicitations mécaniques [29]

Un des éléments importants de la réalisation d'assemblages collés est le traitement de surface du substrat. De nombreuses études ont porté sur l'influence du traitement de surface sur la tenue mécanique des assemblages collés [30,31]. Le but des traitements est multiple, il s'agit :

- de dégraisser la surface du substrat.
- d'éliminer les couches de contamination en surface qui sont faiblement adhérentes.
- de changer la composition chimique superficielle pour former une couche de haute réactivité chimique.
- de modifier la morphologie de la surface en augmentant la rugosité. Il ressort de ces études que le traitement de surface est primordial pour obtenir une bonne tenue mécanique.

Les traitements de surface les plus couramment utilisés sont l'ablation mécanique tel le sablage, les traitements chimiques et/ou électrochimiques, les dépôts plasma ou l'utilisation de primaire d'adhérence.

II.2.7.2. Défauts dans les assemblages collés

Lors de la réalisation d'un assemblage collé, de nombreux types de défauts sont susceptibles d'être créés. Ces défauts sont évidemment des sites préférentiels pour l'amorçage de la rupture. La figure II.14 représente les défauts typiques d'un assemblage collé.

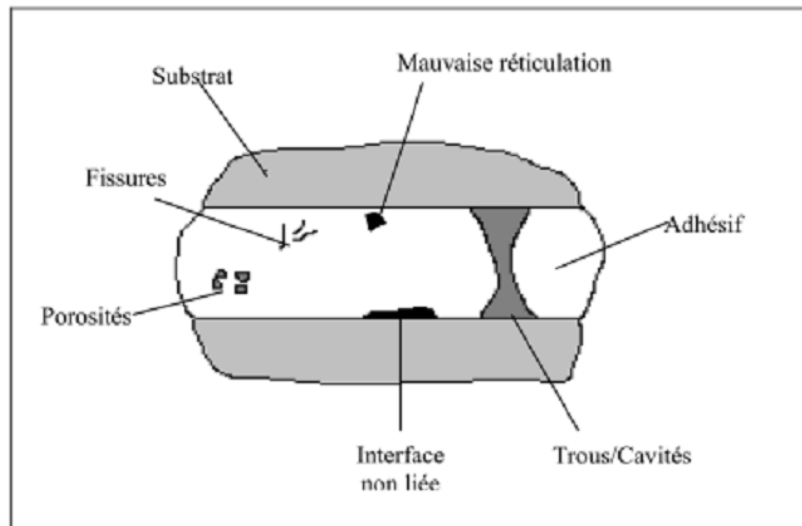


Fig. II.14. Défauts typiques d'un assemblage collé [28]

La porosité est causée par le départ de produits volatils et l'existence de bulles d'air au cours de la réticulation. La mise sous pression de l'adhésif au cours du cycle de cuisson est censée réduire ce phénomène. De même, la formulation des adhésifs modernes permet de réduire la quantité de volatils créés au cours de la réticulation avec, par exemple, moins de 0.30% pour l'EA 9689 et 0.15% pour une autre colle à base de DGEBA, DDA et DDS. La concentration, en une région donnée, de porosités peut conduire à la création de trous ou cavités. Ces trous peuvent aussi s'expliquer par une quantité insuffisante d'adhésif. Si elles sont localisées à l'interface, les cavités créent des interfaces non liées qui peuvent aussi s'expliquer par une mauvaise préparation de surface du substrat. Il est évident que ces types de défauts sont des zones privilégiées pour la dégradation de l'interface par l'eau ou par l'oxygène. Les fissures au sein de l'adhésif sont dues à l'action de contraintes thermiques au cours de la réticulation. Enfin, les zones de mauvaise réticulation peuvent s'expliquer soit par un temps de réticulation insuffisant, soit par une composition inhomogène de l'adhésif. On obtient alors des zones plus faiblement réticulées au sein de l'assemblage collé.

II.3. Classification des structures d'avions pour l'inspection et la réparation

La classification des structures en aéronautique pour les inspections et les réparations est généralement décrite comme suit:

- **Structure primaire** : l'endommagement de telle structure conduit à de graves conséquences.
- **Structure secondaire** : la dégradation d'une telle structure affecterait le fonctionnement de l'avion mais ne mènerait pas à sa perte.
- **Structure tertiaire** : dans ce type de structure la rupture n'affecterait pas de manière significative le fonctionnement de l'avion. L'inspection, l'évaluation de dommages et les conditions de réparation diffèrent de manière significative entre ces différentes structures.

Même dans un composant simple, le type et la taille du dommage entraîné (réparations ordinaires) peut changer la classification de la structure selon la nature de la région endommagée. Le fuselage de l'avion est généralement réparti en zones par le constructeur (OEM : **original equipment manufacturer**) dans le manuel de réparation structurale (SRM : **structural repair manuel**) indiquant ces régions. Principalement, le SRM est établi pour des réparations dans la structure non primaire ou des réparations non critiques à la structure primaire, tandis que les réparations en dehors de la portée du SRM. Des réparations de dommages critiques dans la structure primaire, exigent l'intervention des ingénieurs de conception et l'approbation par l'OEM (ou son délégué) [32].

II.3.1. Conception et certification des structures de fuselage

La certification de la structure de fuselage exige généralement que la structure (par essai et/ou analyse) démontre les caractéristiques suivantes:

II.3.1.1. Charge statique

- Charge limite de conception (DLL : design limit load) aucune rupture ou déformation grave.
- Charge finale ou ultime de conception (DUL : design ultimate load) aucune rupture n'est permise ; tandis qu'une légère déformation permanente est acceptée; $DUL = DLL \times 1.5$ (généralement)[32].

II.3.1.2. Charge de fatigue

- **approche d'assurance de vie** : aucun défaut ne devrait se produire dans le fonctionnement du fuselage qui pourrait engendrer son endommagement. Cette approche a été employée dans la conception de la majeure partie de l'ancien avion de chasse ; elle est encore employée pour l'avion de chasse de la marine des USA, comme le F-18 et les hélicoptères [32].

- **approche de résistance à la rupture** : La structure peut porter des dommages tolérés ne réduisant pas la charge au-dessous du niveau accepté avant le contrôle. Cette approche est généralement appelée : conception par chemin de charge multiple (multi-load-path) où si une direction de chargement provoque un endommagement, les autres directions peuvent continuer à subir le niveau exigé de résistance jusqu'à ce que les dommages soient détectés [32,33].

• **approche de la propagation lente des fissures** : Les dommages sont tolérés dans la structure, l'amorçage des fissures est accepté mais avec un développement lent qui ne cause pas la rupture pendant la durée de vie de la structure ou avant détection par l'inspection prévue (sécurité par inspection). Cette approche est basée sur le principe de simple chemin de charge (simple-load-path). La conception par tolérance aux dommages pour la structure de simple chemin de charge est basée sur la présence assumée des défauts aux endroits critiques. C'est l'approche de conception adoptée pour les avions de chasse de l'US Air Force, F-16 [32].

II.3.1.3. Conditions générales de tolérance aux dommages

• La présence du dommage causé par fissuration par fatigue, corrosion ou contact mécanique ne doit pas provoquer la réduction de la résistance de la structure au dessous du niveau exigé. Les dommages critiques doivent avoir des tailles facilement détectables.

II.3.2. Problèmes de dégradation des composants métalliques de fuselage

Pour réduire au minimum le poids, les fuselages métalliques sont principalement faits d'alliages d'aluminium de haute résistance. Des alliages en acier et en titane sont également employés mais seulement aux endroits où des possibilités plus élevées de force ou de température sont exigées et les pénalités de poids peuvent être acceptées.

Toutes les structures métalliques sont enclines à la dégradation par fissuration et corrosion en service ; en particulier quand la conception, la fabrication ou la protection de l'environnement est insatisfaisante. La fissuration par fatigue de l'avion militaire est plus importante en raison de l'exposition à une utilisation plus grave (un chargement plus élevé). La corrosion constitue le problème majeur des anciens avions de par l'utilisation d'alliages peu évolués et de procédés insuffisants pour la protection contre la corrosion. En raison des budgets limités et des coûts de remplacement intenses, beaucoup d'avions militaires sont maintenus en service bien après leur durée de vie prévue. De ce fait, les problèmes de dégradation deviennent importants et leurs coûts énormes. Par exemple, l'Australie projette de maintenir le F-111 [32] en service jusqu'à l'année 2020, où sa durée de vie aura atteint 50 ans. La corrosion impose un coût très élevé d'entretien [34] pour le vieillissement du fuselage nécessitant du temps et de la technicité pour sa détection, son traitement et son extirpation. De plus, la gestion de la corrosion par l'arrangement des intervalles d'inspection n'est pas toujours efficace puisqu'il est difficile de prévoir l'endroit de la corrosion et son taux de croissance surtout sous les joints mécaniquement attachés. Mais la détermination de la vie du fuselage dépend surtout de la fissuration par fatigue [35].

Les dommages provoqués par la corrosion incluent les piqûres de corrosion, l'exfoliation et la fissuration. L'effet de l'exfoliation est le plus préjudiciable sur les structures puisqu'il peut entraîner la perte locale de l'étendue de la section corrodée, les piqûres de corrosions peuvent être des zones d'amorçage de fissures. Il est habituellement difficile d'évaluer l'implication des dommages de corrosion sur l'état de fonctionnement de l'avion [34,36].

L'approche courante [36] est de mesurer les dommages de corrosion (piqûre de corrosion) comme un défaut initial équivalent, puis l'étudier par la mécanique conventionnelle de rupture afin de prévoir sa croissance.

Les fissures peuvent résulter du chargement cyclique (fatigue) ou de corrosion sous contraintes (effet combiné du chargement et de l'environnement défavorable). Les fissures par fatigue constituent la plus grande menace puisqu'elles se développent perpendiculairement à la direction de la charge appliquée. La croissance de fissure par fatigue comme aux trous d'attaches fortement chargés, peut être contrôlée avec des intervalles d'inspections par l'évaluation du taux de propagation de la fissure et de la détection des régions critiques. Le choix de matériaux adéquats pour les parties de structures réduit le taux des problèmes provoqués par l'environnement, le chargement intense et assure une durée de vie plus longue [37].

La présence d'un environnement agressif peut également nettement augmenter la vitesse de la propagation de la fissure rendant des intervalles d'inspection très difficiles à estimer ou trop courts pour être économiques. Dans de tels cas la solution est de réduire au maximum les concentrations de contraintes par le renforcement des zones dangereuses et la réparation des fissures même celles non critiques limitant le risque d'endommagement.

La planification des intervalles et des emplacements d'inspection est beaucoup plus difficile quand les fissures peuvent s'amorcer aléatoirement dans la structure, par exemple au niveau des piqûres de corrosion. La fatigue par un chargement cyclique important est provoquée par l'excitation aérodynamique ou acoustique à haute fréquence de la structure (fatigue gygacyclique). Il diffère de la fatigue par un faible chargement cyclique parce que le nombre élevé de cycles imposés à la structure peut avoir comme conséquence l'initiation et la propagation de fissures, même pour des structures intactes ne comportant aucun défaut [32.38].

II.4. Conditions et niveau de réparation

Dans une dégradation structurale significative, la réparation est obligatoire. Essentiellement [32,33], l'une des conditions suivantes est exigée :

1. Aucune réparation ;
2. Une réparation superficielle pour corriger un dommage mineur ;
3. La réparation structurale (si possible), parce que la résistance est sûrement réduite au-dessous des limites de conception pouvant exposer à des risques pour les vols ultérieurs ;
4. La réparation n'est pas économique et le composant doit être remplacé.
5. Généralement, la réparation de restauration structurale devrait être simple, efficace, non encombrante et sans compromettre les fonctions des composants de la structure [33].

Quelques conditions supplémentaires sur la réparation :

- Exiger le temps de panne minimal de l'avion.
- Employer les matériaux aisément disponibles et facilement entreposables.
- Enlever le minimum de matériau sain lors du traitement.
- Réduire la dégradation ou les dommages des régions voisines.

- Utiliser des procédures et des outillages simples.

Une considération importante dans le choix des réparations est le niveau auquel la réparation peut être appliquée. Des activités de réparation sur l'avion militaire sont exécutées à l'un des niveaux suivants [33] :

- **Niveau de champ** : Entrepris directement sur l'avion dans une situation où le personnel spécialisé et/ou aux équipements proportionnés sont indisponibles. De telles activités seront généralement limitées aux réparations assez mineures à la structure non primaire ou aux réparations non critiques à la structure primaire. Cependant, les réparations du dommage de la structure primaire doivent être entreprises très rapidement pour rendre l'avion opérationnel ou pour le transporter à la base. Puisque des réparations de dommages de bataille seront plus tard remplacées avec des réparations permanentes.

- **Niveau de dépôt** : Entrepris dans une situation où le personnel et les équipements sont disponibles. Cependant, si le composant endommagé est trop grand ou difficile à enlever, des réparations sont mises en application directement sur l'avion. C'est pour de telles raisons que la réparation par double patch est parfois impossible ce qui fait appel à des réparations par simple patch mais cette dernière est moins résistante. L'innovation de la technique du simple patch était l'objectif de cette étude ; elle met au point un procédé de réparation présentant des performances comparables à celles du double patch.

II.5. Travaux entrepris pour la technique du collage par patch en composite

II.5.1. Durée de vie des structures collées

Juste après fabrication, la tenue mécanique de l'assemblage est généralement très satisfaisante. Le problème majeur est donc souvent la durabilité du joint. Les sollicitations mécaniques et environnementales (température, humidité, salinité de l'atmosphère, etc.) ont une influence considérable sur cette durabilité comme le montre la figure II.15: la force de rupture en cisaillement d'un joint aluminium collé est parfaitement constante durant quatre années pour le joint maintenu en ambiance sèche et sans contrainte ; elle chute graduellement de 50% en quatre ans si le joint est soumis à une contrainte égale à 20% de la contrainte de rupture σ_R . En ambiance chaude et humide, elle chute de 50% en une année et demie et une contrainte égale à $0.2\sigma_R$ provoque sa rupture en deux ans.

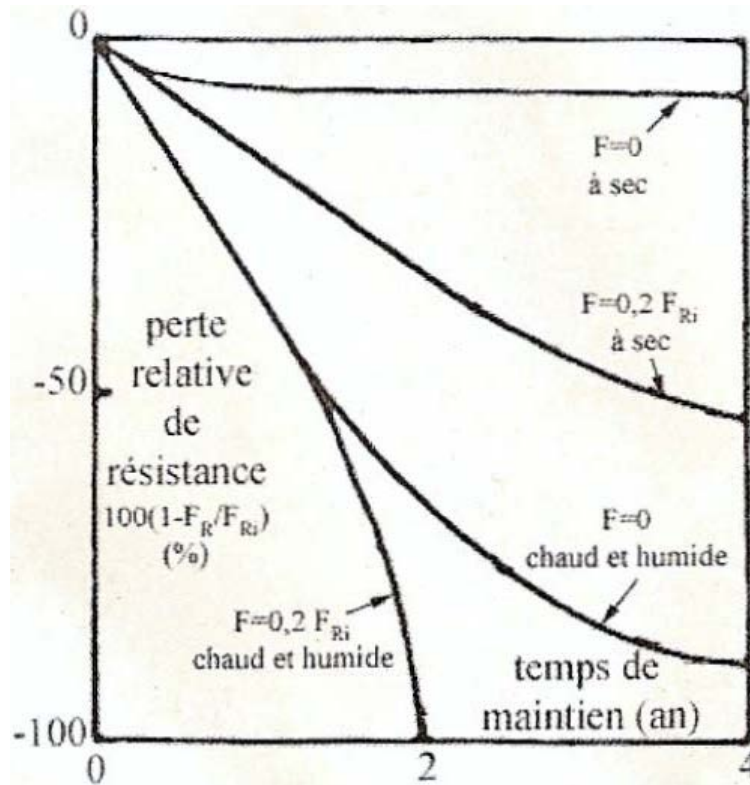


Fig. II.15. Effet des sollicitations mécaniques et de l'environnement sur la diminution relative avec le temps de la résistance d'un joint collé selon l'essai de cisaillement.

Adhésif : film époxy-polyamide (cyanamid FM 1000) - adhérent :

alliage Al – décapage acide sulfo-chromique – température de réticulation : 175°C [39]

II.5.2. Renforcement

Le renforcement préventif s'inscrit dans le cadre de la maintenance des structures. Dans ce cas, la fissure n'est pas encore apparue dans le substrat métallique et l'objectif est de coller un patch composite de façon préventive afin d'éliminer ou tout au moins de retarder l'amorçage de la fissure. Il est donc évident que les patches composites ne sont pas collés sur des composants neufs. Ce renforcement préventif intervient après que l'avion ait connu un certain nombre de cycles de sollicitation. Le patch composite peut être collé plus ou moins loin de la zone où la fissure doit apparaître. Dans ce cas, le flux initial de contrainte est dévié par le patch composite et la zone critique est soulagée. Une telle approche est obligatoire quand le patch composite ne peut pas être collé sur la zone fissurée, comme, par exemple, dans le cas où la fissure apparaît dans une zone très épaisse telle qu'un point d'ancrage entre le fuselage et la voilure. C'est le cas pour l'Alphajet qui présente des fissures au niveau de l'assemblage boulonné (Figure II.16). La zone étant peu accessible, il est prévu que le patch composite soit collé un peu à l'écart afin de soulager au maximum cette zone critique, et d'augmenter par conséquent la durée de vie de l'avion. La technique consistant à renforcer les structures loin de la zone fortement sollicitée a récemment été étudiée dans plusieurs documents et sa viabilité a été mise en évidence [58,40, 41].

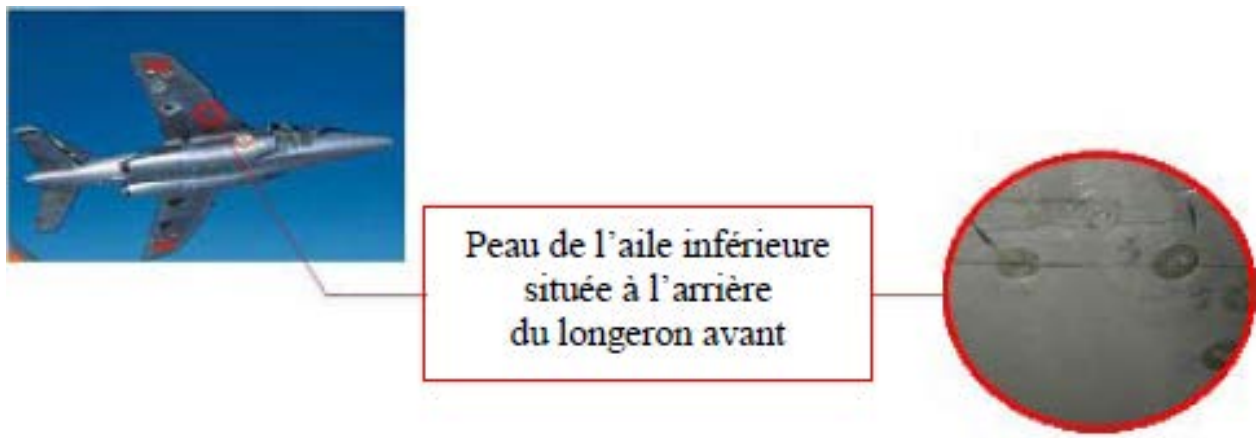


Fig. II.16. Localisation de la fissure par fatigue de l'Alphajet.

II.5.3. Réparation

Les patchs composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patchs permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. L'influence de plusieurs paramètres sur le comportement de la propagation de la fissure a été soigneusement étudiée dans la plupart des études. Par exemple, l'influence de la taille du patch composite [42], du nombre de plis [43], de la dissymétrie de la structure réparée [44], de la mise en tension du composant avant collage du patch composite [45], de la plasticité [42], du collage imparfait du patch composite [47] ou des contraintes résiduelles [48] a été examinée dans la littérature récente.

Depuis quelques années, l'Armée de l'Air Australienne a abordé le problème de la maintenance des avions militaires en trouvant une alternative qui consiste à utiliser des patchs composites pour réparer les composants endommagés par fatigue ou par corrosion. Par exemple, l'avion F111 présente généralement un dommage localisé sur un panneau situé sous l'une de ses ailes (Figure II.17). Au lieu de remplacer ce panneau, la réparation consiste à coller un patch composite sur la partie fissurée afin de retarder la propagation de fissure. De même, le Mirage III voit des fissures apparaître au niveau de son réservoir. En France, certains avions comme l'Alphajet voient des fissures apparaître dans la partie boulonnée entre le fuselage et la voilure (Figure II.18).

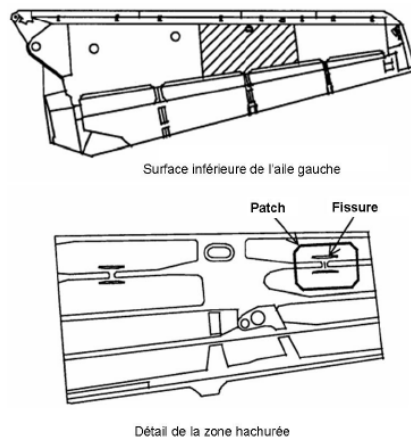


Fig. II.17. Localisation de la fissure par fatigue sur le F111 d'après [57].

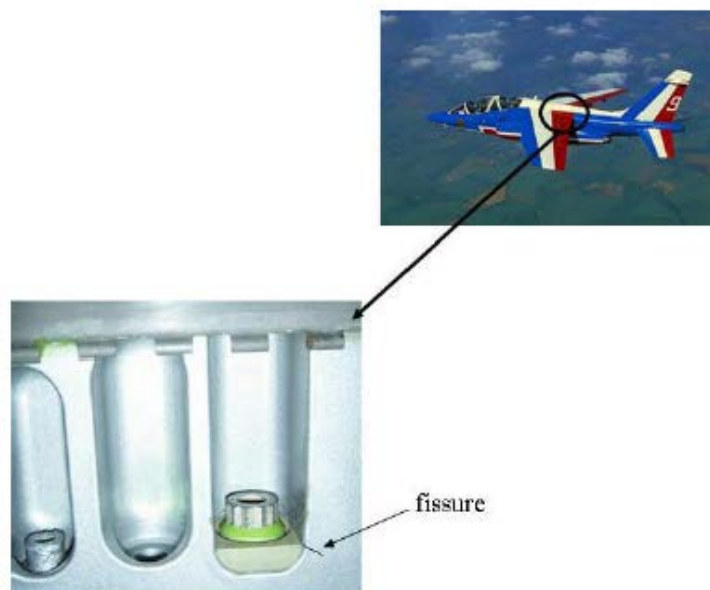


Fig. II.18. Dommage présent sur l'AlphaJet.

II.5.4. Diverses formes de patches composites utilisés dans les réparations

Certaines études ont été réalisées sur la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement dans la colle. Ces travaux ont pour but d'évaluer l'influence de la forme des bords libres du patch composite sur la diminution de ces pics. Xiong et Raizenne [49] ont montré que des patches présentant une épaisseur dégressive amoindrissaient les contraintes dans la colle car la singularité géométrique est alors moins marquée (figure II.19). Ils ont par exemple optimisé l'angle et la longueur de la diminution d'épaisseur du patch composite. D'autres travaux ont été menés sur l'optimisation de la forme du patch composite [50]. La figure II.20 présente ainsi plusieurs formes de patches étudiées [50]. Ces travaux ont

montré que les patches composites arrêtant au mieux la propagation des fissures sont les patches composites en forme d'étoile.

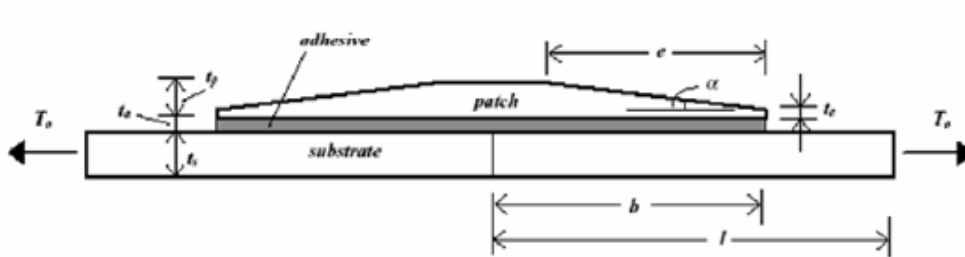


Fig. II.19. Patch composite avec une épaisseur dégressive [49].

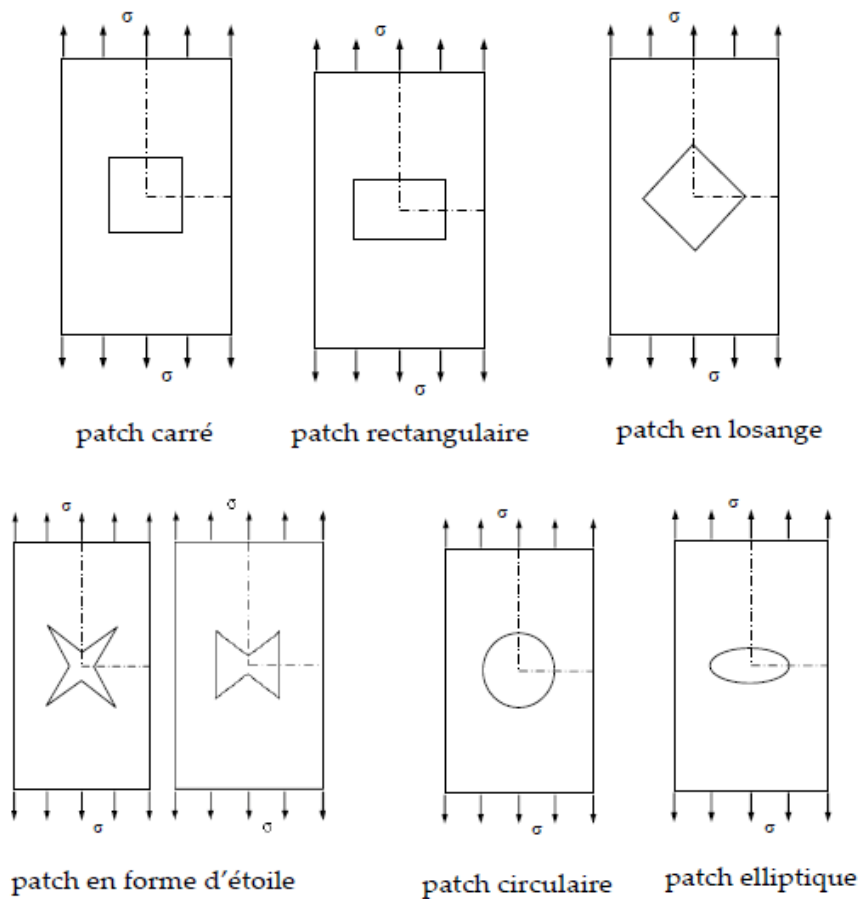


Fig. II.20. Diverses formes de patches composites d'après [50].

II.5.5. Procédures de réparation

Plusieurs études numériques ont été effectuées sur des structures réparées afin d'analyser l'influence du patch composite sur la propagation de la fissure. Ces patches viennent se coller sur la zone endommagée afin de ponter des fissures existantes. De nombreux travaux ont été menés sur ce sujet [60, 51,52]. La figure II.21 représente la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour une structure réparée et non réparée. On observe que la réparation par patch diminue fortement le facteur d'intensité de contrainte. C'est parce que le patch composite supporte les charges qui favorisent la propagation de la fissure [60] et rigidifient la structure, ce qui prolonge ainsi sa durée de vie.

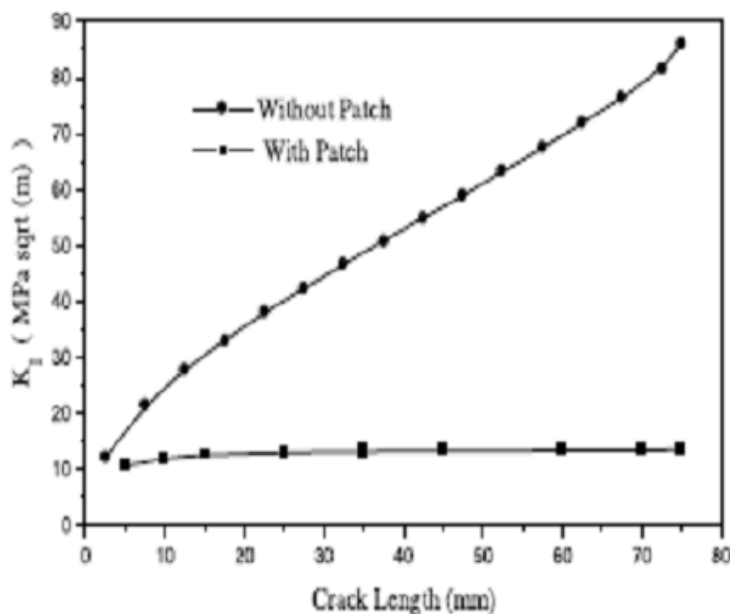


Fig. II.21. Comparaison de facteur d'intensité de contrainte entre une structure fissurée réparée et non réparée [60].

II.5.6. Effet des contraintes résiduelles

La figure II.22 représente une structure d'aluminium 2024 renforcée par patch en boron/époxy soumise à des niveaux élevés des contraintes résiduelles après refroidissement, ces contraintes sont induites thermiquement durant l'élaboration de la pièce à une température de 121°C pour polymériser l'adhésif FM73. La naissance de ces contraintes internes est due à la différence entre les coefficients de dilatation thermique du substrat et du patch. Les conséquences de ces contraintes sont présentées par la figure II.22. Souvent ces contraintes peuvent apparaissent soit après le refroidissement de la pièce élaborée à une température élevée soit une réparation élaborée à température ambiante mais fonctionnent à des températures significativement différentes de celle à laquelle la polymérisation de l'adhésif a été obtenue. Le niveau de ces contraintes augmente avec l'augmentation de la différence entre les coefficients de dilatation thermique du substrat et du patch. L'utilisation d'un patch

unidirectionnel en graphite/époxy peut entraîner un niveau très élevé des contraintes résiduelles lorsqu'il est collé à l'aluminium [51]. Ces contraintes résiduelles favorisent la propagation des fissures dans la structure réparée et éventuellement sa résistance en fatigue, ainsi il est important qu'elles soient examinées lors de la conception des pièces réparées.

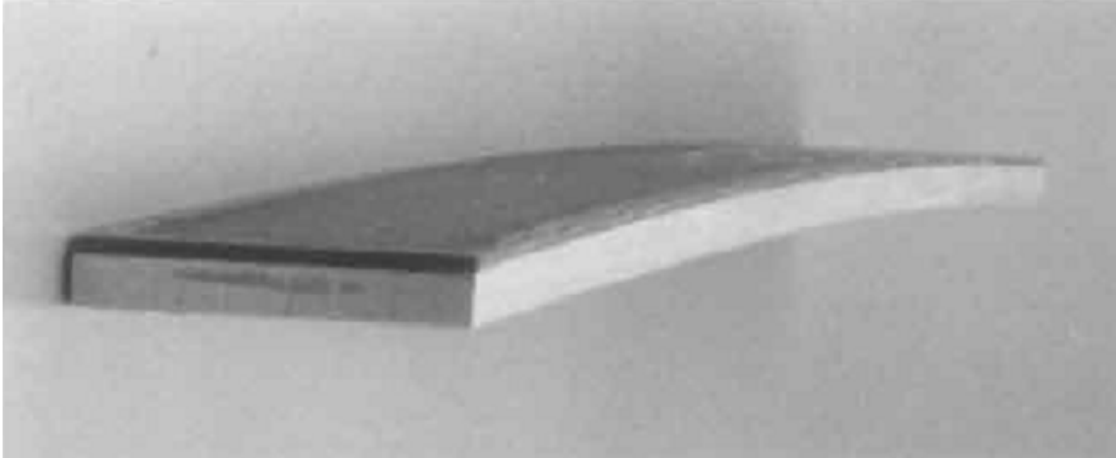


Fig. II.22. Photo d'un patch en Boron/Epoxy d'épaisseur de 0.6 mm collé sur une plaque d'aluminium 2024 d'épaisseur de 3 mm. Courbure résultante de l'effet de la température de traitement (120°C) utilisée pour traiter l'adhésif FM73 [51].

Il ya plusieurs façons de réduire le niveau de contraintes résiduelles dans une réparation:

Un patch qui a un coefficient de dilatation plus proche que l'aluminium est choisi. La température de polymérisation des adhésifs est réduite de manière à maintenir les niveaux de contraintes résiduelles aussi bas que possible en choisissant des colles qui travaillent à de faibles températures. Si l'étendue de la structure à chauffer est réduite au minimum, ceci agira pour maintenir les contraintes résiduelles basses, par exemple si on chauffe une zone en aluminium d'une aile d'avion pour la réparer, cette zone n'est pas en mesure de s'étendre d'une façon suffisante, car la température de la structure entourant la zone chauffée sera plus faible et agira donc en frein à l'expansion de la zone réparée.

Enfin, il est possible d'appliquer une charge initiale à la structure pour compenser la dilatation thermique prévue. Ceci a été fait avec succès [Baker, 1993] sur une aile d'avion avant la réparation, en plaçant la partie de l'aile en compression. Normalement, le substrat métallique est en tension à la suite du traitement de l'adhésif. En libérant la charge initiale compressive après la réparation, l'étendue des contraintes résiduelles de traction a été sensiblement réduite.

II.5.7. Influence du traitement thermique à 120°C

Le collage du patch composite sur l'aluminium se fait par polymérisation à chaud, ce qui engendre un léger traitement thermique de l'éprouvette en aluminium. Il est nécessaire de vérifier l'influence éventuelle de ce traitement thermique sur les propriétés de fatigue de l'aluminium avant d'évaluer la réparation par patchs composites.

Des essais de fatigue ont été réalisés [59] afin de montrer l'effet du traitement thermique sur la tenue en fatigue des éprouvettes. Des essais ont été conduits sur des éprouvettes non préalablement endommagées (éprouvettes vierges) et également sur des éprouvettes pré-endommagées par fatigue pour une fraction de vie donnée.

Ces essais devaient permettre d'apprécier l'influence du traitement thermique sur la tenue en fatigue. Les essais de fatigue ont été réalisés à 195 MPa (la limite d'élasticité de l'alliage d'aluminium vaut 345 MPa). Le tableau II.2 présente les résultats de ces essais.

Eprouvettes	Durée de vie moyenne (cycles)
Vierges	496200
Vierges affectées thermiquement	452100
Endommagées affectées thermiquement	422100

Tableau II.2. Influence du traitement thermique sur la tenue en fatigue des éprouvettes en aluminium.

Il apparaît que ce traitement thermique n'affecte pas de façon notable la tenue en fatigue des éprouvettes vierges ainsi que des éprouvettes pré-endommagées. Les éprouvettes non réparées et non renforcées et celles réparées et renforcées par patchs composites ont des caractéristiques métallurgiques n'influençant pas leur tenue en fatigue.

II.5.8. Calcul des contraintes de cisaillement dans la colle

La tenue en fatigue de l'éprouvette réparée par patch est limitée par celle de la colle. Il apparaît donc opportun de déterminer la contrainte de cisaillement dans la colle puis de comparer cette valeur à la résistance à la rupture de la colle. La figure II.23 représente l'élongation d'une éprouvette au cours des essais de fatigue pour deux niveaux de contraintes différents, on remarque que l'augmentation de la contrainte entraîne le décollement total du patch [24].

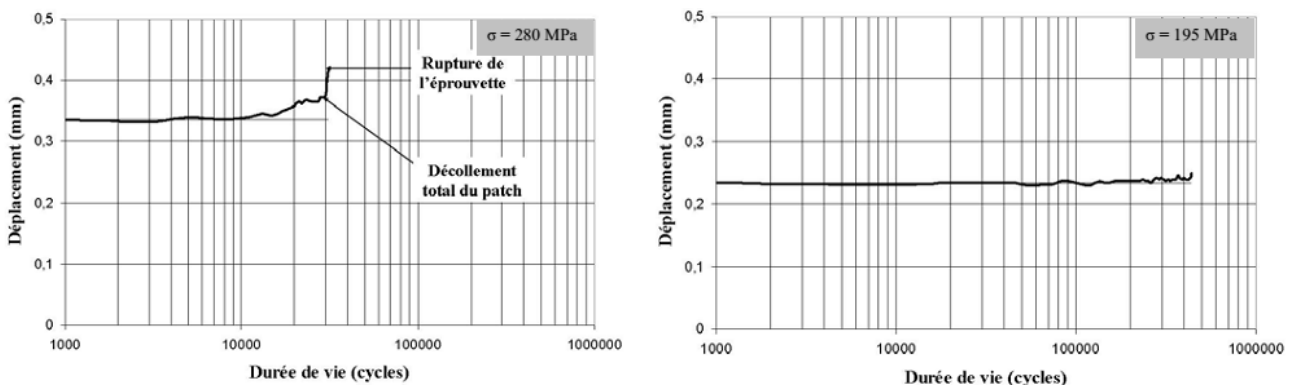


Fig. II.23. Elongation de l'éprouvette au cours des essais de fatigue pour deux niveaux de contraintes 195 MPa et 280 MPa [59].

Les contraintes de cisaillement dans la colle sont particulièrement importantes près des bords libres du patch composite. Le calcul de leur répartition dans cette zone peut être effectué à l'aide d'un modèle unidimensionnel, par exemple celui de [53].

Le modèle de la structure considérée est représenté sur la figure II.24. L'équation II.8, issue de l'équilibre d'une petite partie de la structure réparée et basée sur l'hypothèse d'une contrainte longitudinale dans la colle, permet de calculer la contrainte de cisaillement dans la colle.

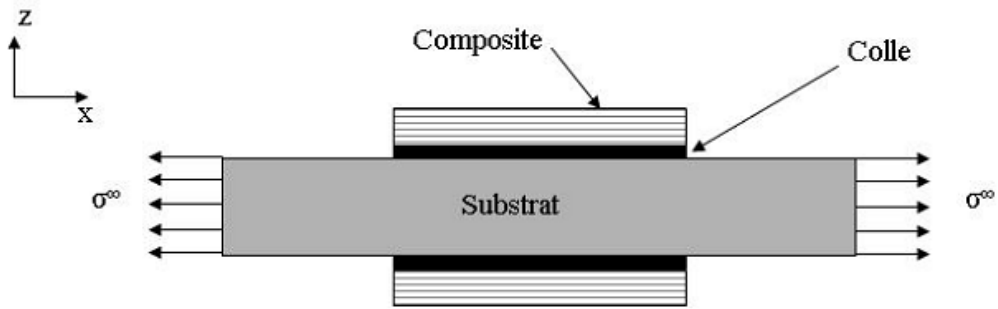


Fig. II.24. Modèle unidirectionnel d'une structure renforcée par deux patches composites.

$$\sigma_{xx}^p(x) = K_1 e^{\gamma x} - \left(\frac{\beta}{\gamma^2} + K_1 \right) e^{-\gamma x} + \frac{\beta}{\gamma^2} \quad (\text{II.8})$$

où :

σ_{xx}^p : est la contrainte normale suivant l'axe x dans le patch,
 K_1, β, γ : sont des constantes données par les expressions II.9

Où :

$$\begin{cases} \beta = \frac{G_a}{e_a e_p E_s} \sigma_{xx}^\infty \\ \gamma = \sqrt{\frac{G_a}{e_a e_p} \left(\frac{1}{E_x^p} + \frac{1}{E_s} \frac{e_p}{e_s} \right)} \\ K_1 = -\frac{\beta}{\gamma^2} \frac{e^{\gamma a} - 1}{e^{2\gamma a} - 1} \end{cases} \quad (\text{II.9})$$

avec:

e_a, e_p et e_s : épaisseurs de la colle, du patch composite et du substrat en aluminium respectivement, E_x^p et E_s : modules de Young du patch composite et du substrat en

aluminium respectivement, G_a : module d'élasticité transversal de la colle, a : longueur du patch composite.

Ce modèle simple n'est valide que pour une éprouvette réparée ayant une section constante en largeur et en épaisseur. Il n'est donc pas utilisable dans les cas où la section de l'éprouvette est variable.

La répartition des contraintes de cisaillement près des bords libres du patch composite peut être aussi déterminée en utilisant une approche numérique de type différences finies, couplée d'un calcul d'éléments finis. Cette approche est préférée à une approche de type éléments finis seule car cette dernière ne permet pas de prendre en compte proprement la condition de cisaillement nul au bord libre sauf dans le cas d'un maillage très raffiné. Pour obtenir dans ce dernier cas des résultats précis et fiables en termes de contraintes de cisaillement dans la colle près des bords libres, les calculs seraient très longs ; ils ont de ce fait été évités.

Au contraire, la condition de bord libre peut être introduite explicitement avec une approche par différences finies, laquelle peut être utilisée en complément d'un calcul par éléments finis afin d'évaluer proprement les contraintes dans la colle et dans le patch composite.

La procédure comprend deux étapes :

- un calcul en éléments finis qui permet d'estimer les contraintes dans le substrat en aluminium et dans le composite,
- un calcul en différences finies s'appuyant sur les résultats précédents et qui permet d'en déduire les contraintes de cisaillement dans la colle.

Les détails concernant cette procédure numérique peuvent être trouvés dans la référence [40]. Pour le calcul en éléments finis, les lois de comportement choisies sont des lois linéaires élastiques car les essais de fatigue sont réalisés à des niveaux de chargement inférieurs à la limite d'élasticité. L'aluminium est un matériau isotrope tandis que le patch composite est orthotrope, sa rigidité n'étant pas la même dans le sens transverse et dans le sens longitudinal. Les contraintes en chaque nœud sont extraites puis introduites comme point d'entrée du modèle par différences finies. Les équations données par II.12 sont issues des équations d'équilibre du patch composite et du substrat données par les équations II.10 et II.11, et des équations constitutives de la colle et du patch composite [40,41]. Ces équations aux dérivées partielles sont ensuite discrétisées. Elles conduisent à un nouveau système d'équations à l'aide des différences finies (Equation II.13). La répartition de la contrainte de cisaillement dans la colle est alors calculée grâce au système d'équations II.14

Le substrat est soumis aux efforts normaux le long des directions x et y (la figure II.25).

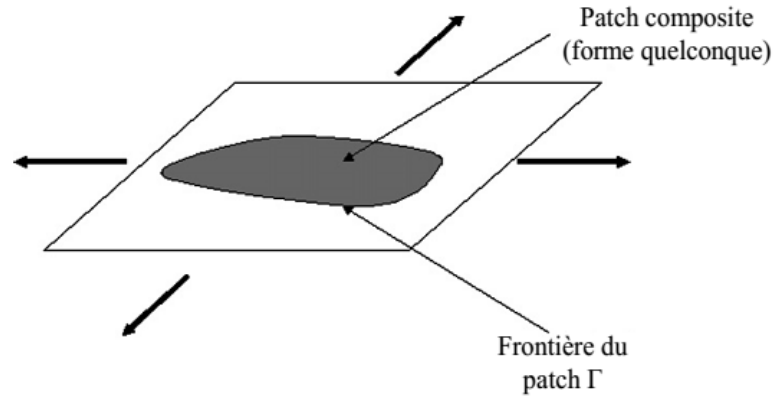


Fig. II.25. Structure réparée avec patch sous un chargement bi-axial.

Dans ce cas l'équilibre du patch et du substrat est donné par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^p}{\partial x} e_p = \sigma_{xz}^a \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^p}{\partial y} e_p = \sigma_{yz}^a \end{cases} \quad (\text{II.10})$$

et

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^s}{\partial x} e_s = -\sigma_{xz}^a \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^s}{\partial y} e_s = -\sigma_{yz}^a \end{cases} \quad (\text{II.11})$$

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left(\frac{1}{E_x^p} \sigma_{xx}^p - \frac{\nu_{xy}^p}{E_x^p} \sigma_{yy}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{xx}^s + \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{yy}^s \right) \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left(\frac{1}{E_x^p} \sigma_{yy}^p - \frac{\nu_{yx}^p}{E_y^p} \sigma_{xx}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{yy}^s + \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{xx}^s \right) \end{cases} \quad (\text{II.12})$$

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{\sigma_{xx}^p(x + \Delta x, y) - 2\sigma_{xx}^p(x, y) + \sigma_{xx}^p(x - \Delta x, y)}{(\Delta x)^2} \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{\sigma_{yy}^p(x, y + \Delta y) - 2\sigma_{yy}^p(x, y) + \sigma_{yy}^p(x, y - \Delta y)}{(\Delta y)^2} \end{cases} \quad (\text{II.13})$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta\sigma_{xz}^a(i, j) = e_p \frac{\Delta\sigma_{xx}^p(i, j)}{\Delta x} \\ \Delta\sigma_{yz}^a(i, j) = e_p \frac{\Delta\sigma_{yy}^p(i, j)}{\Delta y} \end{array} \right. \quad (\text{II.14})$$

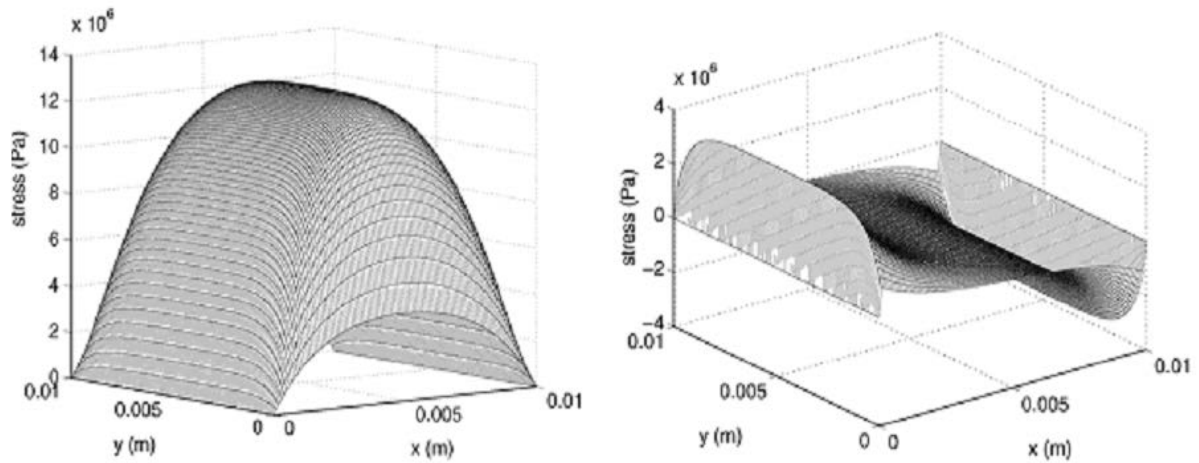
avec :

ν_{xy}^p : Coefficient de Poisson du patch composite.

σ_{xz}^a : la contrainte de cisaillement de l'adhésif dans le plan xz.

σ_{yz}^a : la contrainte de cisaillement de l'adhésif dans le plan yz.

La figure II.26 représente la répartition des contraintes normales dans le patch σ_{xx}^p et celle des contraintes de cisaillement dans la colle σ_{xz}^a . On observe qu'un pic de contrainte de cisaillement se produit près des bords libres supérieur et inférieur des patches composites.



a) distribution des contraintes normales
cisaillement dans le patch σ_{xx}^p

b) distribution des contraintes de
dans la colle σ_{xz}^{pa}

Fig. II.26 Répartition des contraintes dans le cas d'un essai bi-axial [54].

II.6. Propriétés des matériaux

II.6.1. Propriétés mécaniques de l'Aluminium 2024-T3

La composition chimique de l'aluminium 2024-T3 est résumée dans le tableau suivant:

Eléments	Min. en %(massique)	Max. en %(massique)
Al	90.7	94.7
Cr	0	0.1
Cu	3.8	4.9
Fe	0	0.9
Mg	1.2	1.8
Mn	0.3	0.9
Si	0	0.5
Ti	0	0.15
Zn	0	0.25
Autres composants	0	0.05

Tableau II.3. Composition chimique de l'Aluminium 2024-T3.

Les propriétés mécaniques suivantes de l'Aluminium 2024T3 ont été utilisées dans ce travail de recherche :

Module de Young longitudinal $E_L = 72$ GPa

Coefficient de Poisson longitudinal $\nu_L = 0.33$

Résistance à la traction $\sigma_m = 483$ MPa

Limite élastique en traction $\sigma_e = 350$ MPa

La figure II.27 présente la courbe de contrainte-déformation en traction pour l'Aluminium 2024T3.

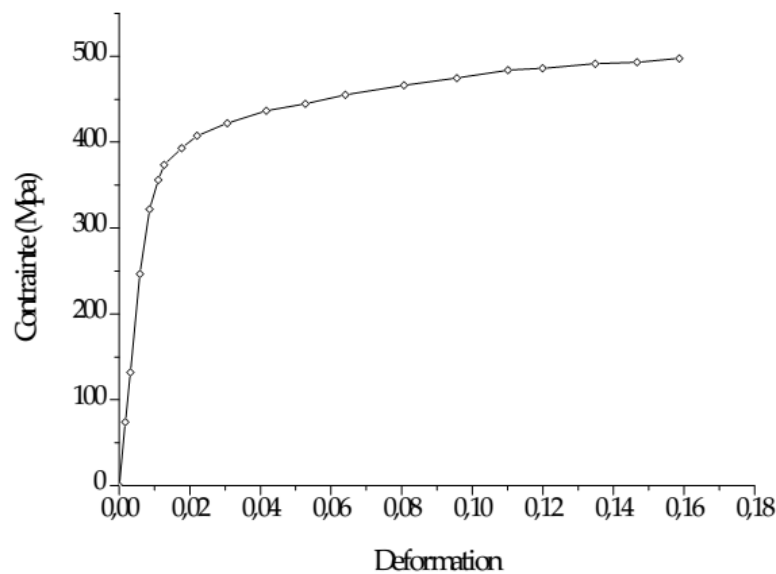


Fig. II.27. Courbe contrainte déformation de l'Aluminium 2024-T3

II.6.2. Propriétés mécaniques du Boron / epoxy

Les propriétés mécaniques utilisées dans ce travail pour le Boron / epoxy sont les suivantes :

Module de Young longitudinal	: E1 (GPa)	200
Module de Young transversal	: E2(GPa)	25
Module de Young transversal	: E3 (GPa)	25
Coefficient de Poisson longitudinal	: ν_{12}	0.21
Coefficient de Poisson transversal	: ν_{13}	0.21
Coefficient de Poisson transversal	: ν_{23}	0.21
Module de cisaillement	: G12 (GPa)	7.2
Module de cisaillement	: G13 (GPa)	5.5
Module de cisaillement	: G23 (GPa)	5.5

II.6.3. Propriétés mécaniques des adhésifs

Le développement des adhésifs pour le collage des métaux a permis d'avoir des assemblages de matériaux en feuilles minces, afin de produire des pièces légères pour les utiliser dans le domaine aéronautique, le tableau ci-dessous représente les propriétés mécaniques des différents adhésifs utilisés pour le collage :

Adhésif	Module d'élasticité (GPa)	Module de cisaillement (GPa)	Coefficient de Poisson	Résistance au cisaillement (GPa)
Redux K-6	3.44	1.27	0.360	0.056
AF-6	0.125	0.042	0.494	0.027
MN3C	0.036	0.010	0.498	0.017
Epon VIII	3.502	1.241	0.412	0.042
Metlbond 4021	0.044	0.015	0.497	0.031
FM- 47	2.240	0.806	0.385	0.026
Epon 422J	2.723	1.103	0.294	0.038
Metlbond 408	0.958	0.339	0.410	0.038
FM- 1000	1.240	0.442	0.408	0.055
FM- 73		0.420	0.30	

Tableau II.4. Récapitulatif des propriétés des adhésifs [55,56]

- [II.1] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN. Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, *Engineering Fracture Mechanical*; 60(1): 47–58, 1998.
- [II.2] P.S. SONG, B.C. SHEU, H.H. CHOU. Deposition of plating metals to improve crack growth life, *International Journal of Fatigue*; 23: 259–270, 2001.
- [II.3] A.BAUS, H.P.LIEURADE, G. SANZ et M.TRUCHON. Etude de l’amorçage des fissures de fatigue sur des éprouvettes en acier à très haute résistance possédant des défauts de formes, et de dimensions différentes, *Revue de Métallurgie* ; 565-584, Octobre 1977.
- [II.4] Rachid GHFIRI. Etude du retard à l’amorçage et à la propagation d’une fissure de fatigue après perçage d’un trou avec et sans expansion, Thèse de doctorat, Université des Sciences et Technologie de Lille, France, 2000.
- [II.5] P.S. SONG, Y.L. SHIEH. Stop drilling procedure for fatigue life improvement, *International Journal of Fatigue*, 26: 1333–1339, 2004.
- [II.6] M. BURLAT. Effet et optimisation de l’écrouissage des trous des plaques d’assemblage sur le comportement en fatigue, Master thesis, Ecole Polytechnique, Montréal, 1994.
- [II.7] T.N. CHAKHERLOU, J. VOGWELL. The effect of cold expansion on improving the fatigue life of fastener holes, *Engineering Failure Analysis*, 10:13–24, 2003.
- [II.8] A. T. ÖZDEMİR, R. HERMANN. Effect of expansion technique and plate thickness on near-hole residual stresses and fatigue life of cold expanded holes, *Journal of Materials Science*, 34: 1243-1252, 1999.
- [II.9] R. GHFIRI, A. AMROUCHE, A. IMAD, G. MESMACQUE. Fatigue life estimation after crack repair in 6005 A-T6 aluminium alloy using the colding expansion hole technique, *Fatigue Fracture Engineering Material Structure*, 23:911–916, 2000.
- [II.10] A. AMROUCH, G. MESMACQUE, S. GARCIA, A. TALHA. Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack, *International Journal of Fatigue*, 25:949–954, 2003.
- [II.11] M. BERNARD, T. BUI-QUOC et M. BURLAT. Effects of re-coldworking on fatigue life enhancement of a fastener hole, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 18(7): 765-775, 1995.
- [II.12] Rachid GHIFIRI, Hui-Ji SHI, Ran GUO, Gerard MESMACQUE. Effects of expanded and non-expanded hole on the delay of arresting crack propagation for aluminium alloys, *Materials Science and Engineering A*, 286: 244-249, 2000.
- [II.13] V. LACARAC, D.J. SMITH, M.J. PAVIER, M. PRIEST. Fatigue crack growth from plain and cold expanded holes in aluminium alloys, *International Journal of Fatigue*, 22:189–203, 2000.
- [II.14] X. ZHANG, Z. WANG, Fatigue life improvement in fatigue-aged fastener holes using the cold expansion technique, *International Journal of Fatigue*, 25:1249–1257, 2003.
- [II.15] D.J. SMITH, M.A.M. BOURKE, A.P. HODGSON, G.A. WEBSTER et P.J. WEBSTER. Interpretation of residual stress distributions in previously loaded cracked beams, *Journal of Strain Analysis*, 27(2), pp. 77-83, 1992.
- [II.16] J.C. NEWMAN. A finite-element analysis of fatigue crack closure, *Mechanics of Crack Growth*, ASTM STP 590, pp. 281-301, 1976.
- [II.17] W. ELBER. The significance of fatigue crack closure, *Damage Tolerance in Aircraft Structures*, ASTM-STP 486, pp. 230-242, 1971.
- [II.18] S. SURESH. Crack deflection: implications for the growth of long and short fatigue cracks, *Metallurgical Transactions A*, Vol. 14A, pp. 2375-2385, 1983.
- [II.19] H. TSUKUDA, H. OGIYAMA et T. SHIRAIISHI. Transient fatigue crack growth behaviour following single overloads at high stress ratios, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 19(7), pp. 879-891, 1996.
- [II.20] M. LOUAH. Mécanismes de retard pour la progression de fissure après surcharge des la ces des aciers, Thèse soutenue le 18 septembre 1980 à l’Université de Technologie de Compiègne.
- [II.21] A. IMAD. Mécanismes du retard induit par l’application d’une surcharge au cours de la propagation d’une fissure de fatigue, Thèse soutenue le 22 décembre 1989 à U.S.T.L., Lille.
- [II.22] P.de RIJK et A.A.M. OTTER. Empirical investigation on some methods for stopping the growth of fatigue cracks, *National Aerospace Laboratory, NLR TR 70021 L*, 1969.

- [II.23] M. GOTO, H. MIYAGAWA et H. NISITANI. Crack growth arresting property of hole and Brinell -Type Dimple, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 19(1), pp. 39-49, 1996.
- [II.24] H. WU, N. BENSEDDIQ, A. IMAD. Fracture toughness prediction of a valve body: Numerical analysis. *Engineering Failure Analysis*, In Press, 2009.
- [II.25] J. E. RODRIGUEZ-SANCHEZ, W. D. DOVER, F. P. BRENNAN. Application of short repairs for fatigue life extension . *International Journal of Fatigue*. v. 26, Issue 4, Pages 413-420, 2004.
- [II.26] K. J. KIRKHOPE, R. BELL, L. CARON, R. I. BASU, K. T. MA. Weld detail fatigue life improvement techniques. Part 1: review. *Marine Structures*. v. 12, Issue 6, p. 447-474, 1999.
- [II.27] J. L. DESIR, Examples of repair welding of heavy machinery subject to breakage due to low frequency alternating stresses. *Engineering Failure Analysis*, v. 8, Issue 5, p. 423-437, 2001.
- [II.28] Buch X. Dégradation thermique et fluage d'un adhésif structural époxyde. Thèse de Doctorat, Ecole nationale supérieure des mines de paris 2000.
- [II.29] Joannès S. Caractérisation mécanique et outil d'aide au dimensionnement des collages structuraux. Thèse de Doctorat, Ecole nationale supérieure des mines de paris 2007.
- [II.30] Kinloch , A. J. Adhesion and Adhesives. Chapman and Hall. 1987.
- [II.31] R. D. Adams and W. C. Wake. Structural adhesive joints in engineering. Elsevier Applied Science Publishers, London, 1984.
- [II.32] Alan Baker, Francis Rose, Rhys Jones. *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures*. ISBN: 0-08-042699-9. Vol 1. Elsevier 2002.
- [II.33] T.H.G. Megson. *Aircraft structures for engineering students*, third edition, Elsevier 1999.
- [II.34] Alan Baker. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure Jr, *Composite Structure*, Vol 47, 1999, pp 431–444. ELSEVIER.
- [II.35] K. Madani. Etude numérique et expérimentale de la technique de réparation des structures aéronautiques par patch en composite, cas de l'Aluminium 2024-T3 réparée par composite Carbone/Epoxyde. Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2007.
- [II.36] D.A. Dillard & A.V. Pocius. *The mechanics of adhesion*, ISBN: 0-444-51-140-7, Elsevier 2002.
- [II.37] Robert W, Messler. Jr, *joining of materials & structures* ISBN: 0-7506-7757-0, Elsevier 2004.
- [II.38] Nicholas, T. Critical issues in high cycle fatigue. *Jr. de Fatigue*, 21 (1997) 221-231.
- [II.39] A.R. Hutchinson. Durability of Adhesive Joints. In *The science of adhesion*, Univ. of Surrey, may 1991.
- [II.40] J.D. Mathias, X. Balandraud, and M. Grédiac. Applying a genetic algorithm to the optimization of composite patches. *Computers and Structures*, vol 84 :823–834, 2006.
- [II.41] J.D. Mathias, X. Balandraud, and M. Grédiac. Experimental investigation of composite patches with a full-field measurement method. *Composites Part A*, vol 37 :177–190, 2006.
- [II.42] K.H. Chung, W.H. Yang. A study of the fatigue crack growth behaviour of thick aluminium panels repaired with a composite patch. *Composite Structures*, vol 60:1–7, 2003.
- [II.43] H. Hosseini Toudeshky, G. Sadeghi, and H.R. Daghyani. Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminium panels with glass-epoxy composite patches. *Composite Structures*, vol 71:401–406, 2005.
- [II.44] D.C. Seo, J.J. Lee, and H.R. Daghyani. Fatigue crack growth behaviour of cracked aluminium plate repaired with composite patch. *Composite Structures*, vol 57:323–330, 2003.
- [II.45] H. Bléhaut, D. Gognau, P. Flahaut, L. Khouchaf, S. Hariri. Characterisation of the effects of grinding on residual stresses, *Proc. 6 th European Conference on Residual Stresses*, A. M. Dias, J. Pina, A. C. Batista, E. Diogo, eds., Trans Tech Publications, 2002.
- [II.46] P. Colombi. Plasticity induced fatigue crack growth retardation model for steel elements reinforced by composite patch. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol 43:63–76, 2005.
- [II.47] S. Naboulsi and S. Mall. Fatigue growth of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol 28 :13–28, 1997.
- [II.48] V. Sabelkin, S. Mall, M.A. Hansen, R.M. Vanderwaker, and M. Derriso. Investigation into cracked aluminium plate repaired with bonded composite patch. *Composite Structures*, vol 79:55–66, 2007.

-
- [II.49] Xiong, Y., and Raizenne, D. Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints. Tech. rep., Institute for aerospace research, Canada.
- [II.50] Kumar, A., and Hakeem, S. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures* 49 (2000), 285–292.
- [II.51] Baker A.A., L.R.F. Rose and .R. Jones, A. *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures*, Published by Elsevier 2002.
- [II.52] Fekirini H., Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Boutabout B., Serier B. Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures, *Composite Structure*, 2008; 82:84-89.
- [II.53] M.Y. Tsai, D.W. Oplinger, and J. Morton. Improved theoretical solutions for adhesive lap joints, *International Journal of Solid Structures*, vol 35:1163–1185, 1998.
- [II.54] Jean-Denis Mathias, Michel Grédiac. Applying the grid method to validate a numerical model predicting the transverse shear stress distributions in patched structures. *Composites: Part A: applied science and manufacturing*. 39 (2008) 1194–1209.
- [II.55] Edward W. Kuenzi, Gordon H. Stevens. Determination of mechanical properties of adhesives for use in the design of bonded joint. *Forest Products Laboratory- Forest Service U.S. Department of Agriculture*. September 1963.
- [II.56] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, M. Ratwani. Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/epoxy composite patch. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 29 (2009), 225– 233.
- [II.57] Baker, A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures* 47 (1999), 431–443.
- [II.58] Jean-Denis MATHIAS. Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques Université BLAISE PASCAL - Clermont II 2005.
- [II.59] MARIE-LAETITIA PASTOR Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patches composites Université BLAISE PASCAL - Clermont II 2007.
- [II.60] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier. Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode. *Composite Structures*, Volume 56, Issue 4, June 2002, Pages 401-406

Chapitre III

Réparation des plaques fissurées

Chapitre III

Réparation des plaques fissurées

III.1. Introduction

Le secteur industriel doit faire face au remplacement des structures ou des composants présentant des signes de rupture, des fissures ou des anomalies diverses. En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les structures dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement programmées pour détecter les défauts ou les dommages. Les composants aéronautiques sont soumis en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiaux et à amplitude variable, ce qui provoque un phénomène d'endommagement par fatigue. Une alternative à la réparation de ces structures consiste à les renforcer préventivement, avant que la fissure n'apparaisse. Ce renforcement de structures par patchs composites retarde l'apparition de ces fissures.

L'utilisation du patch composite pour réparer des structures endommagées est très largement utilisée aujourd'hui surtout dans l'industrie aéronautique, [8,9]. Cependant, les études concernant le renforcement préventif restent peu nombreuses. L'apport bénéfique du renforcement par patchs composites en termes de durée de vie des structures est donc d'optimiser leur exploitation.

La réparation par patch en composite permet de retarder la propagation des fissures et par conséquent augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. Les propriétés mécaniques de ces structures réparées ont fait l'objet de nombreuses études. Les effets des paramètres qui agissent sur le comportement de la propagation de la fissure ont été étudiés dans la plupart des études. Par exemple, l'influence de la taille du patch composite et de sa forme [10-11], du nombre de plis et de leurs orientations [12,13], de la dissymétrie de la structure réparée [14], de la mise en tension du composant avant collage du patch composite [15], de la plasticité [16], du collage imparfait du patch composite [17], des contraintes résiduelles [18,19] ou du vieillissement du patch et de l'adhésif [20] ont été examinées.

Notre étude se place dans ce contexte, elle porte sur une analyse numérique par la méthode des éléments finis tridimensionnelle, de la réparation par patch 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 (F.I.C) ainsi que de l'intégrale J (énergie de restitution) est utilisée pour décrire le comportement d'une fissure réparée et sollicitée en mode I d'ouverture. L'influence de la taille de la fissure, de l'épaisseur de la plaque, du patch 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 renforcée par raidisseur du même matériau que la plaque dans les domaines élastique, élastoplastique et viscoélastique .

III.2. Modèle géométrique.

Le modèle géométrique de la plaque réparée par simple patch en composite et renforcée par un raidisseur du même matériau que la plaque est représenté sur la figure III.1. La plaque en aluminium 2024 T3 est caractérisée par sa hauteur $H_{pl} = 600$ mm, sa largeur $w_{pl} = 300$ mm et son épaisseur $e_{pl} = 4$ mm. Cette plaque présente une fissure centrale de longueur $2a$ réparée par un patch en boron-époxy de dimensions $H_{pa} = 60$ mm, $w_{pa} = 120$ mm et $e_{pa} = 2$ mm renforcée par un raidisseur en Al 2024 T3 de hauteur $H_{ra} = 240$ mm de largeur $w_{ra} = 25$ mm et d'épaisseur $e_{ra} = 2$ mm. L'interdistance entre le bord du patch et le raidisseur est $b = 10$ mm. Les plis du composite sont orientés suivant la longueur de la plaque et dans une direction parallèle au chargement. Le patch étant collé à la plaque par un adhésif FM 73 d'épaisseur $e_{ad} = 0,2$ mm. La plaque est soumise à un chargement mécanique d'amplitude 100 MPa. Les propriétés mécaniques de la plaque, du patch, du raidisseur ainsi que de l'adhésif sont illustrées sur le tableau III.1. Par raison de symétrie seulement le quart de la structure étant modélisée par des éléments cubiques (hexaèdres) à huit nœuds [21]. Le maillage de la plaque utilisée dans le modèle 3D d'éléments finis est représenté sur les figures III.2-a et III.2-b. Les formes rectangulaires du patch composite et du raidisseur sont identifiables sur ces figures. Un maillage régulier est effectué pour toute la structure. Ce maillage reste le même tout au long du calcul afin d'éviter toute influence du maillage sur les résultats. Le collage parfait est créé entre la plaque et le patch composite ainsi que le raidisseur en fusionnant les nœuds des éléments. Le fait de fusionner les nœuds a pour conséquence d'avoir le même maillage pour la structure ; le patch composite ainsi que le raidisseur. La fissure centrale au milieu de la plaque entraîne une singularité géométrique provoquant une concentration de contrainte. Par conséquent, un maillage raffiné est effectué autour de la fissure. Le nombre total d'éléments de la structure est égal à 28500. La taille du côté d'un élément loin de la fissure est égale à 0.039 mm pour toute la structure et 0.018 mm au voisinage de la fissure.

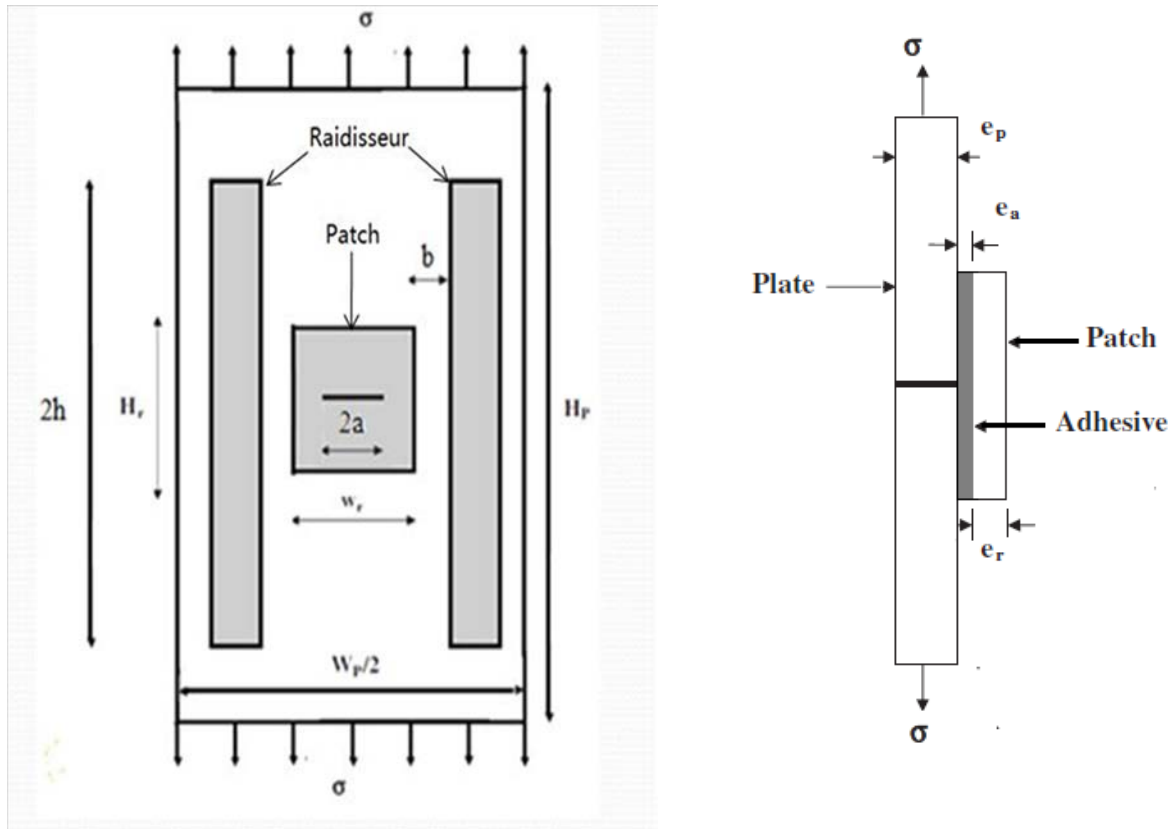


Fig. III.1 Modèle géométrique de la structure (plaque; simple patch, raidisseur et adhésif)

Propriétés	Matériau 1 (Plaque et Raidisseur)	Matériau 2 (Patch)	Matériau 3 (Adhésif)
	Aluminium 2024- T3	Bron/époxy	adhésif (FM-73)
E_1 (GPa)	72	200	2.55
E_2 (GPa)		25	
E_3 (GPa)		25	
σ_e (MPa)	350		
ν_{12}	0.33	0.21	0.32
ν_{13}		0.21	
ν_{23}		0.21	
G_{12} (GPa)		7.2	
G_{13} (GPa)		5.5	
G_{23} (GPa)		5.5	

Tableau III.1. Propriétés mécaniques des différents matériaux [22]

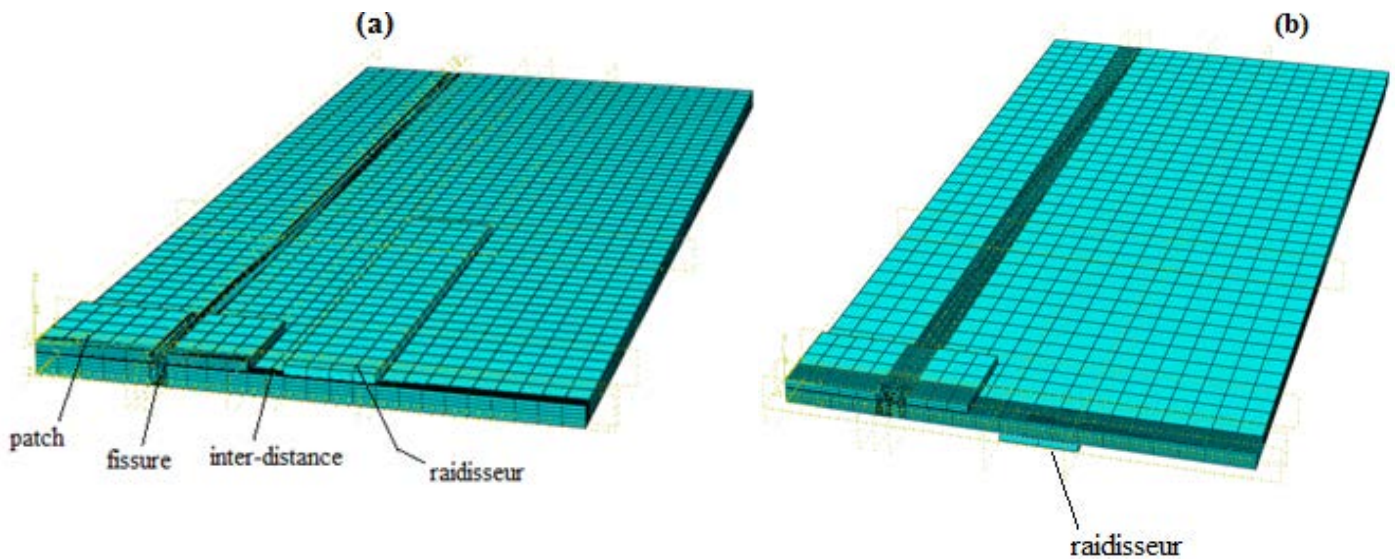


Fig. III.2 a) Modèle maillé de la structure avec patch et raidisseur sur la même face de la plaque.

b) Modèle maillé de la structure avec patch et raidisseur se trouvant sur les faces opposées de la plaque.

III-3 Résultats et analyse

A - Analyse élastique.

III.3.1 Comparaison entre une fissure non réparée, renforcée ; réparée par patch et renforcée.

La figure III.3 présente la variation du facteur d'intensité de contrainte K_I en mode I pour une fissure non réparée, renforcée uniquement par raidisseur en Al2024 ; réparée par simple patch, et une fissure réparée par simple patch et renforcée par un raidisseur en fonction de la longueur de fissure. Les effets bénéfiques du patch et de la combinaison du patch et du raidisseur sont nettement visibles car le facteur d'intensité de contrainte diminue fortement. Ceci est dû au fait que le patch et le raidisseur absorbent les efforts transférés par la plaque à travers la colle. La réduction maximale du facteur d'intensité de contrainte est de 89.35% pour une réparation avec un renforcement, Oudad et al [22] donnent une valeur 88%, Bachir et al [7] donnent une valeur de 80% pour la réparation par simple patch. La variation du FIC K_I présente un comportement asymptotique lorsque la longueur de la fissure augmente. Plusieurs chercheurs dont l'équipe australienne dirigée par Baker [1,2], Bachir et al [7], Oudad et al [22] ont montré ce comportement asymptotique. Cet effet est observé car

l'augmentation de la taille de la fissure entraîne une augmentation du champ de contraintes en tête de fissure, ce qui conduit à une saturation du transfert de contraintes par le patch à travers la couche adhésive. Cette saturation entraîne une stabilisation de l'accroissement du FIC en fonction de la longueur de la fissure.

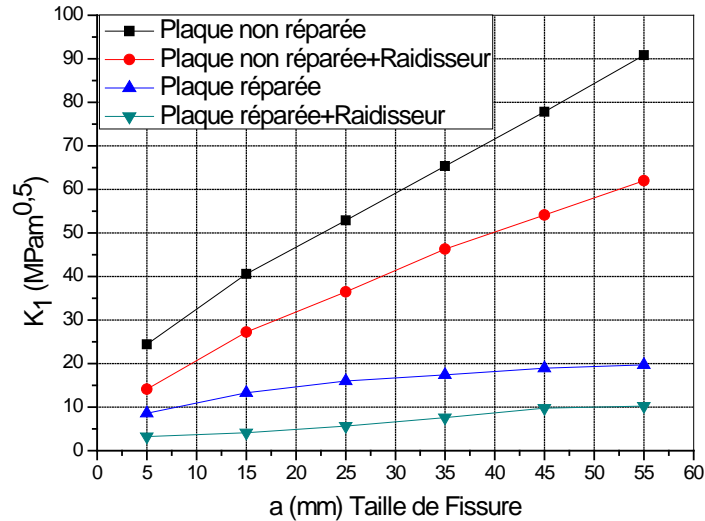


Fig. III.3 Comparaison des valeurs du FIC(K_I) pour différentes structures : plaque non réparée ; renforcée avec raidisseur, réparée par simple patch et réparée et renforcée par raidisseur.

III.3.2 Comparaison entre les valeurs analytiques et numériques de l'intégrale J

La valeur asymptotique du facteur d'intensité de contraintes est rapprochée par ROSE [3, 4, 5,6] en utilisant l'analogie avec la présence d'une inclusion au voisinage de la tête de fissure. On peut noter que la valeur asymptotique du K_I dépend des propriétés de la plaque, du patch, et de celles de l'adhésif.

$$K_\infty = Y \cdot \sigma_0 \sqrt{\pi \lambda} \tag{III.1}$$

Avec:
$$\sigma_0 = \frac{\sigma E_p e_p}{(E_p e_p + E_r e_r)} \tag{III.2}$$

Y facteur géométrique : Y= 1 pour une fissure centrale et Y = 0.9 pour une fissure débouchantes.

$$\pi\lambda = \sqrt{\frac{E_p e_p}{\beta \left(1 + \frac{E_p e_p}{E_r e_r}\right)}} \quad \text{et} \quad \beta = \frac{\left(\frac{e_a}{G_a} + \frac{e_r}{3G_r} + \frac{e_p}{3G_p}\right)}{\left(\frac{e_a}{G_a} + \frac{3e_r}{8G_r} + \frac{3e_p}{8G_p}\right)} \quad (\text{III.3})$$

$$J_e = \frac{K_I^2}{E} \quad (\text{III-4})$$

Les résultats obtenus, analytiquement en utilisant le modèle de ROSE et numériquement sont représentés sur le tableau III.2. Les valeurs de l'intégrale J ainsi retrouvées sont très proches les unes des autres et présentent une différence relative variant entre 4.1% et 6.5%, ce qui permet de valider les résultats ainsi obtenus.

σ ap (MPa)	J_e Analytical (MPa.m)	J_e FEM (MPa.m)	Relative difference (%)
20	0.0076	0.0072	5.26
40	0.0305	0.0285	6.5
50	0.0476	0.0447	6.1
60	0.0685	0.0657	4.1
70	0.0932	0.0873	6.3
80	0.1218	0.1165	4.35

Tableau III.2 Comparaison entre les valeurs analytiques et numériques de l'intégrale J.

III-3.3 Effet de l'épaisseur de la plaque sur la réparation.

La figure III.4 présente la variation du facteur d'intensité de contrainte K_I en mode I pour une plaque réparée et renforcée par raidisseur en Al2024. On observe une augmentation de la valeur du FIC quand la taille de la fissure augmente et ceci quelque soit l'épaisseur de la plaque. Par contre, une diminution sur la valeur du K_I est observée avec l'augmentation de l'épaisseur de la plaque. On remarque que l'effet de l'épaisseur de la plaque n'est pas suffisamment significatif. Cependant, la réduction maximale du facteur d'intensité de contrainte K_I obtenue est de 25.5 % pour la même taille de fissure ($a=55\text{mm}$) quand l'épaisseur de la plaque varie de 3.5mm jusqu'à 6mm. Afin d'éviter une structure trop lourde sans apport bénéfique, on a opté pour une structure d'épaisseur moyenne de 4mm. D'autant plus, pour les fissures transversales quand l'épaisseur de la plaque est très importante, l'effet de la réparation par patch est inutile du fait que la totalité des contraintes ne sont pas transférées au patch.

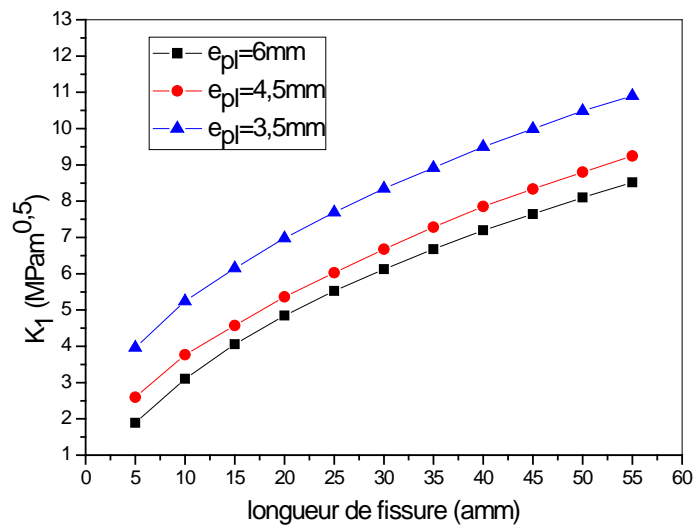


Fig. III.4 effet de l'épaisseur de la plaque sur les variations du K_I

III-3.4 Effet de l'épaisseur du raidisseur sur la réparation

La figure III.5 met en évidence la variation de la valeur de K_I en fonction de la variation de la taille de fissure pour différentes épaisseurs du raidisseur utilisé seul comme renforcement, on remarque que plus que l'épaisseur du raidisseur augmente la valeur du FIC diminue légèrement. On peut conclure que l'épaisseur du raidisseur n'a pas une très grande influence du fait que la rigidité de la plaque fissurée n'est pas trop affectée de cette variation d'épaisseur.

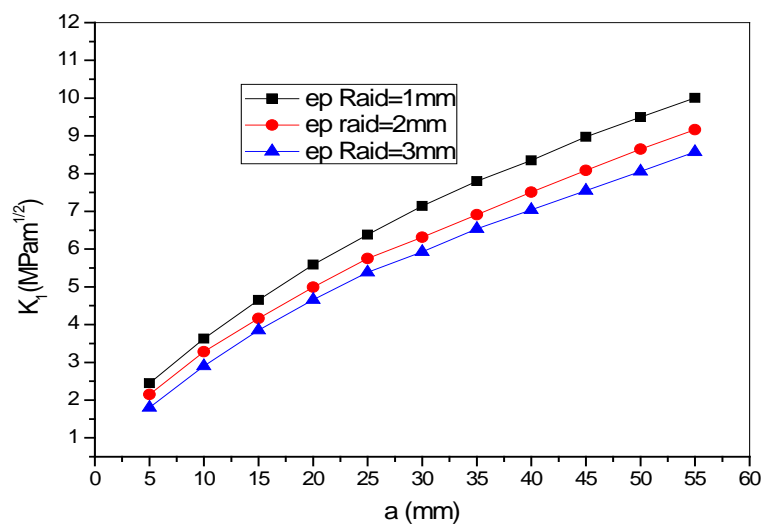


Fig. III.5 effet de l'épaisseur du raidisseur sur les variations du K_I

III-3.5 Effet de l'inter-distance « b » et de l'emplacement du raidisseur sur la face de la plaque.

Les figures III.6-a et III.6-b montrent la variation de la valeur du FIC pour différentes valeurs de taille de la fissure et pour trois valeurs différentes de l'inter-distances « b ». Les résultats obtenus pour les deux cas de figures (III.5-a et -b) mettent en évidence l'augmentation de la valeur du F.I.C pour l'augmentation de la taille de fissure d'une part et de celle de la valeur l'interdistance « b » entre les bords du patch et du raidisseur d'autre part. La réduction obtenue pour les valeurs de l'interdistance ($b=2.5\text{mm}$ et $b=10\text{mm}$) est de l'ordre de 60% et ceci lorsque le patch et le raidisseur se trouvent sur la même face de la plaque fissurée. On remarque aussi que le renforcement est meilleur dans le cas où le raidisseur se trouve collé sur la face opposée de celle du patch. Les valeurs du FIC sont réduites en moyenne de 23.46% pour la taille maximale de fissure ($a=55\text{mm}$) relativement à celles quand le patch et le raidisseur se trouvent sur la même face. Sur la base des résultats obtenus on recommande, dans la mesure du possible, que le renforcement avec raidisseur se fasse sur la face opposée de celle du patch afin d'augmenter l'efficacité de la réparation.

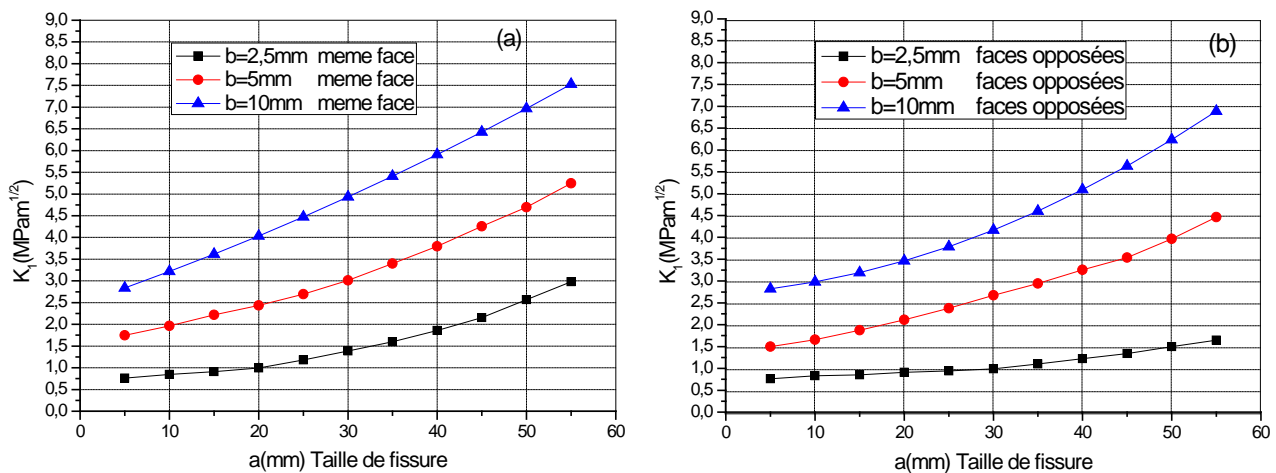


Fig. III.6 effet de l'inter-distance « b » du raidisseur et de son emplacement par rapport au patch.

- a) Patch et raidisseur sur la même face de la plaque.
- b) Patch et raidisseur sur les faces opposées de la plaque.

III.3.6 Variation de K_I le long du front de la fissure pour différentes « a » et position du raidisseur.

Les figures (III.7- a et III.7-b) montrent la distribution des valeurs de K_I le long du front de la fissure pour une interdistance « $b=10\text{mm}$ ». On remarque que sur le coté réparé les valeurs du F.I.C sont faibles, alors que celles obtenues sur le coté non réparé sont importantes. Les résultats mettent en valeur l'effet bénéfique de la réparation par patch et renforcement par raidisseur quand ce dernier est collé sur la face opposée de celle qui porte le patch. En effet quelle que soit la taille de la fissure, le facteur d'intensité de contrainte K_I , atteint son maximum au bord libre de l'éprouvette puis décroît sur le côté réparé. En comparant les valeurs du FIC des deux côtés, on constate que le renforcement du coté opposé du patch conduit à des réductions de l'ordre de 15.98 % pour $a=5\text{mm}$.de11.65% pour $a=35\text{mm}$ et de 9.76% pour la taille de fissure $a=55\text{mm}$. Le comportement du FIC le long de l'épaisseur de la plaque est presque asymptotique, cet effet est plus marqué pour les faibles tailles de fissures.

La figure III.7 montre la distribution des valeurs de K_I le long du front de fissure pour une interdistance « $b=2.5\text{mm}$ ». On remarque les valeurs du FIC sont très faibles relativement à celles où $b=10\text{mm}$. On recommande de renforcer la structure réparée sur la face opposée de celle du patch et en le rapprochant le plus possible du bord libre du patch.

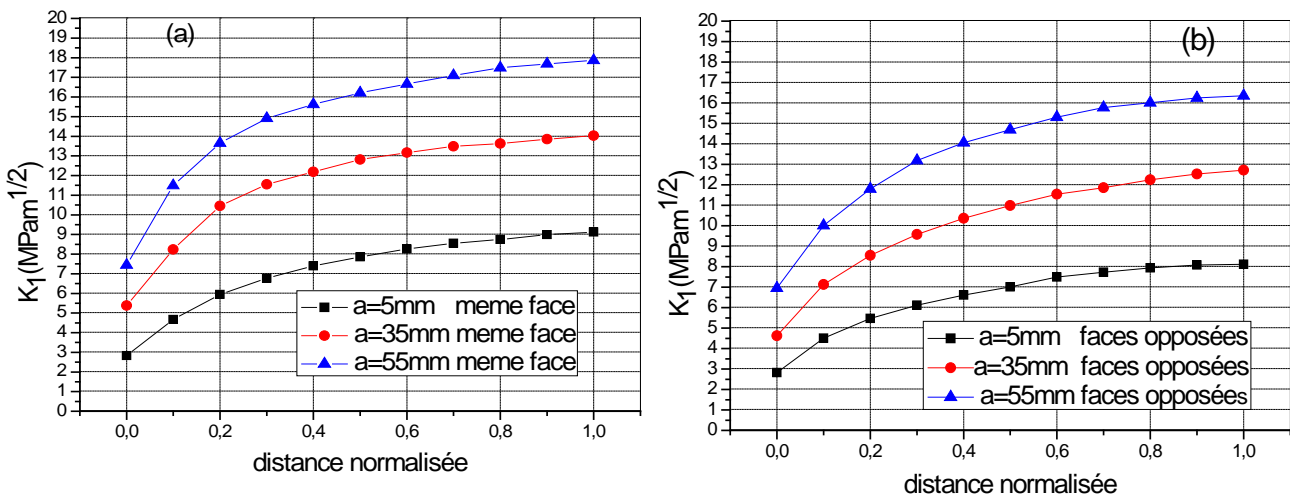


Fig. III.7 Variation de K_I le long du front de la fissure pour différentes longueurs de fissure

a)-Patch et raidisseur sur la même face de la plaque $b=10\text{mm}$

b)-Patch et raidisseur sur les faces opposées de la plaque $b=10\text{mm}$

La figure III.8 montre la distribution des valeurs de K_I le long du front de fissure pour une interdistance « $b=2.5\text{mm}$ ». On remarque les valeurs du FIC sont très faibles relativement à celles où $b=10\text{mm}$. On recommande de renforcer la structure réparée sur la face opposée de celle du patch et en le rapprochant le plus possible du bord libre du patch.

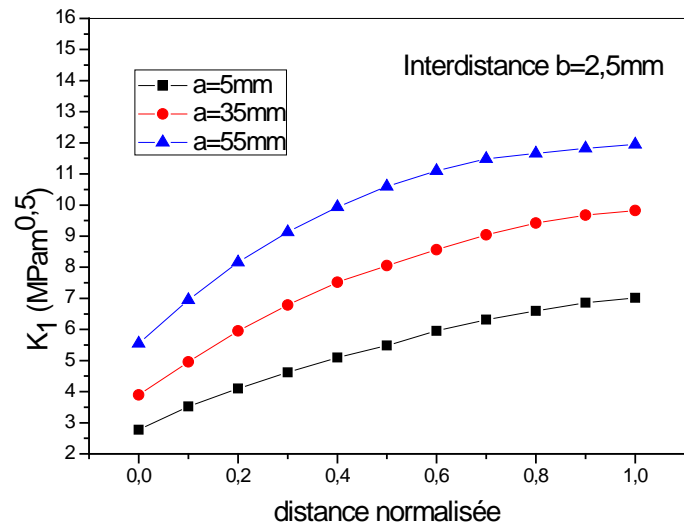


Fig. III.8 Variation de K_I le long du front de la fissure pour différentes longueurs de fissure patch et raidisseur sur la même face de la plaque $b=2.5\text{mm}$

III 3.7 Effets de l'épaisseur du patch

La figure III.9 montre la variation de l'intégrale J en fonction de la taille de fissure pour des épaisseurs différentes du patch ($e_{\text{pat}}=2\text{mm}$ et $e_{\text{pat}}=3\text{mm}$). Plusieurs chercheurs [23,24] ont montré l'importance de l'épaisseur du patch sur la performance de la réparation des structures fissurées en aéronautique, [25] ont montré que sous l'influence d'une charge purement mécanique, l'augmentation de l'épaisseur du patch peut conduire à un gain du FIC de 50%. La présente analyse a montré que la valeur de l'intégrale J a une diminution qui n'est pas trop significative lorsque l'épaisseur augmente. On observe une réduction d'environ 22.22% lorsque l'épaisseur du patch varie de 2mm à 3mm.

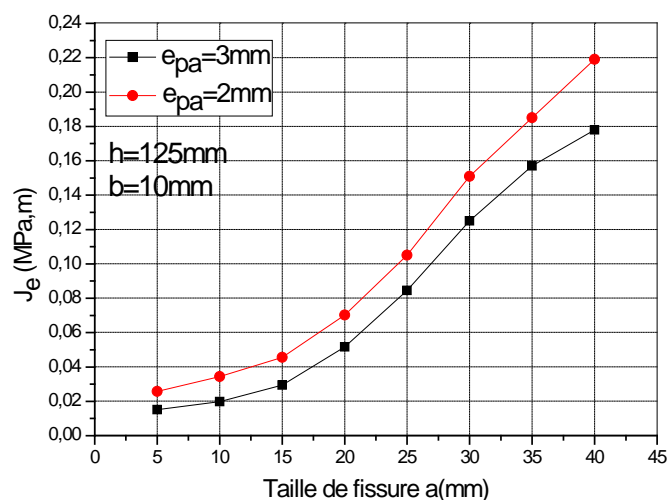


Fig. III. 9 Variation de l'intégrale J_{eI} en fonction de la taille de fissure

III 3.5 Effets des propriétés du patch

La figure III.10 montre la variation de l'intégrale J en fonction de la taille de fissure pour deux différents types de patch. [26] donnent une valeur de 60% pour le patch en boron/epoxy, [25] donnent la valeur de 80% pour une fissure centrale réparée par le patch en graphite/epoxy. On remarque que la valeur de l'intégrale J augmente avec l'augmentation de la taille de fissure. D'après les résultats obtenus, il est préférable d'utiliser le boron/epoxy pour la réparation des plaques fissurées du fait qu'il absorbe mieux que le graphite/époxy.

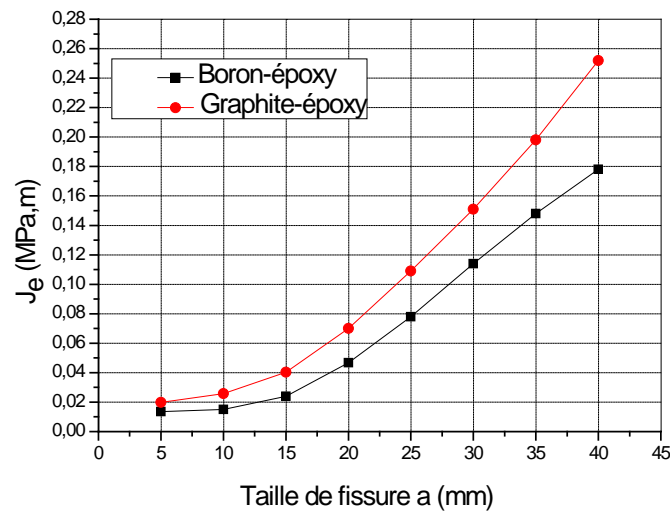


Fig. III. 10 Variation de l'intégrale J pour deux différents types de patch

B-Analyse élastoplastique

III 4.1.Introduction

Cette partie de notre étude a été conduite en vue d'analyser le comportement d'une structure fissurée et réparée par patch en composite et renforcée par raidisseur. Plusieurs paramètres ont été mis en évidence sur la qualité de réparation à savoir les propriétés mécaniques de la plaque, du patch et de l'adhésif ainsi que leurs épaisseurs. Dans cette partie nous considérons le même modèle géométrique de la plaque, les mêmes propriétés mécaniques et géométriques du patch ainsi que l'adhésif. La plaque en aluminium 2024 T3 dont la loi de comportement (contrainte-déformation) est représentée sur la figure III 11. L'approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture fondée sur l'intégrale J de Rice, est utilisée pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée par patch. L'influence des propriétés mécaniques du patch et de l'adhésif, ainsi que leurs épaisseurs, l'épaisseur de la plaque et la taille de la fissure sont mises en évidence sur les variations de l'énergie de rupture et l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure pour une réparation renforcée.

L'accroissement de la taille de la fissure conduit à une augmentation de l'intégrale J. Cet accroissement est plus marqué lorsque la fissure se propage dans le matériau non réparé. Par contre, dans la structure réparée par un simple patch l'intégrale J croît lentement ceci peut être du essentiellement au retard de la vitesse de propagation provoqué par le patch. Nos résultats montrent clairement l'effet bénéfique du patch sur l'absorption des contraintes en pointe de fissure. En effet, les valeurs de l'intégrale J les plus élevées sont obtenues dans la structure non réparée, dont l'augmentation peut attendre les 81 % par rapport aux énergies de rupture obtenues pour les fissures réparées.

III.4-2. Variation de l'intégrale J

Les figures (III.11- a et III.11-b) montrent les variations de la valeur de l'intégrale J dans les domaines élastique et élastoplastique. L'une des caractéristiques géométriques principales de la fissure est sa taille. On a donc analysé numériquement son influence sur les critères de propagation de fissure dans une plaque réparée par patch en composite et renforcée par raidisseur. Ces figures montrent l'effet de la taille de la fissure sur l'intégrale J. L'accroissement de la taille de la fissure conduit à une augmentation de l'intégrale J. On remarque aussi que cet accroissement dans le domaine élastoplastique est plus considérable que de celui du domaine élastique.

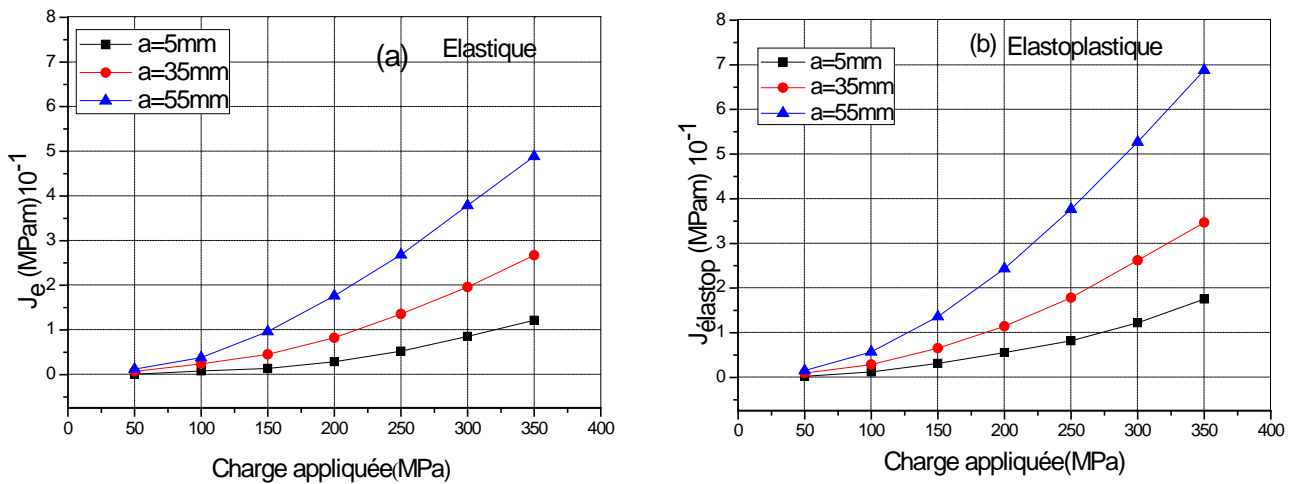


Fig. III.11 a)- Variation de l'intégrale J_{elast} en fonction de la charge appliquée
 b)- Variation de l'intégrale J_{elasto} en fonction de la charge appliquée

La figure III.12 présente la variation de J plastique en fonction de la charge appliquée pour différentes tailles de fissure. On remarque que les valeurs de l'intégrale J plastique est inférieure J totale. Cette différence diminue lorsque la taille de la fissure augmente et lorsque la charge appliquée augmente aussi. L'effet de la plasticité devient plus important avec l'augmentation de la taille de la fissure et de l'amplitude du chargement appliqué

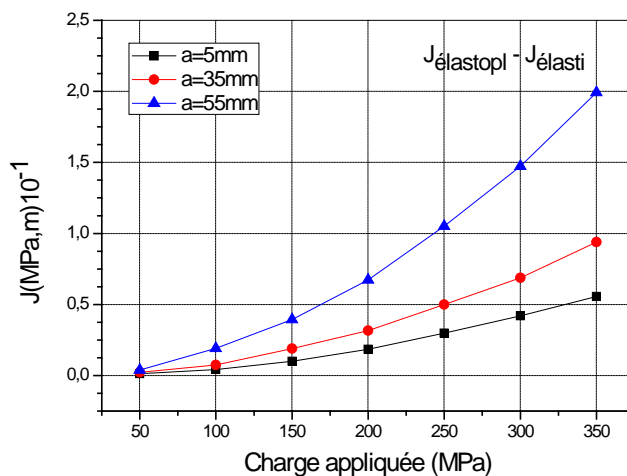


Fig. III-12 Différence entre ($J_{plas} = J_{elasto} - J_{elast}$) en fonction de la charge appliquée

III.4-3. Analyse de l'étendue de la zone plastique

Oudad et al [22] ont étudié l'influence du patch sur la taille de la zone plastique en pointe de fissure réparée. Ils ont montré que la présence du patch en composite réduit considérablement la taille de la zone plastique. Cette réduction est assez importante lorsque le concept de rupture de la mécanique linéaire est applicable.

Dans le but d'estimer la performance la réparation par patch, la forme de la zone plastique pour une plaque réparée et non réparée pour une taille de fissure $a=35\text{mm}$ a été tracée. La figure III.13-a montre que la présence du renforcement par raidisseur réduit d'une manière considérable la taille de cette zone plastique en pointe de fissure. La surface de la zone plastique d'une plaque non réparée vaut environ quatre fois (4) la surface de la zone d'une plaque réparée et renforcée. La figure III.13-b montre l'étendue de la zone plastique qui dépend fortement de la longueur de fissure. En pointe de fissure les champs de déformation sont considérables entraînant une étendue de la zone plastique plus importante Oudad et al [22]. Dans ce cas, l'énergie mécanique en tête de fissure est absorbée par le matériau sous forme de défauts. Plus cette énergie est importante plus la densité du défaut augmente conduisant à une taille importante de la zone plastique. Les tailles des zones plastifiées obtenues pour les faibles longueurs de fissure sont faibles. Cette augmentation de la zone plastique peut être due aux déformations plastiques importantes provoquées par la propagation de fissure.

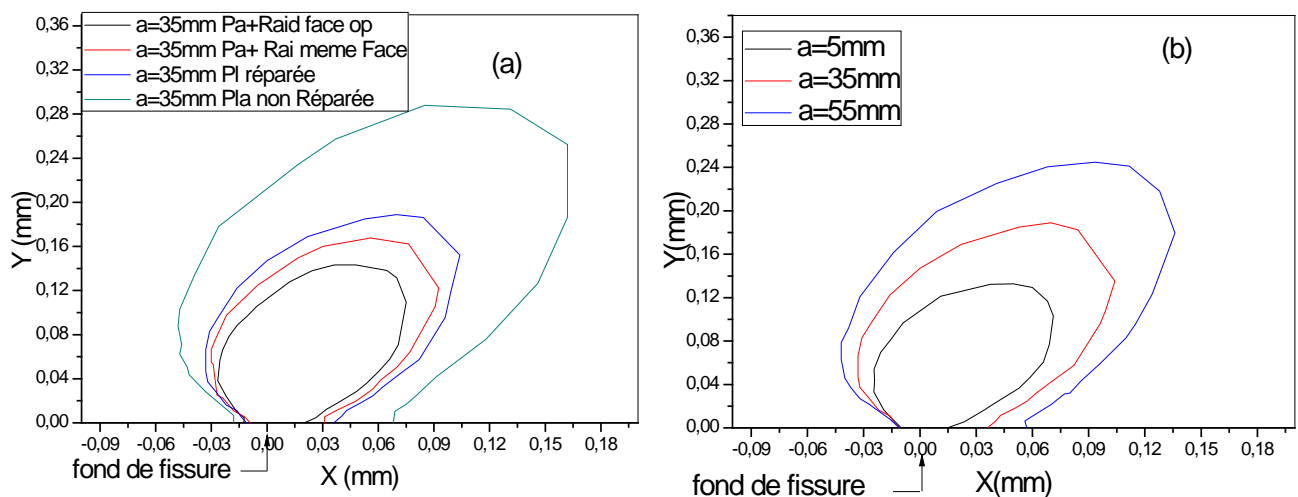


Fig. III.13 Etendue de la zone plastique pour une plaque fissurée :
 a) non réparée, réparée avec patch, réparée et renforcée avec raidisseur.
 b) réparée pour différentes tailles de fissure.

III.4-4.Effet de la taille de fissure « a » et de l'inter-distance « b »

La figure III.14 représente la variation de l'intégrale J pour une plaque réparée et renforcée pour différentes valeurs de tailles de fissures et pour différentes valeurs de contraintes appliquées. On observe une augmentation de la valeur de l'intégrale J avec celle de la taille de fissure et de la contrainte appliquée.

La figure III.15 représente l'effet de l'interdistance « b » sur la performance d'une plaque réparée par patch et renforcée par raidisseur pour différentes valeurs de contraintes appliquées. On remarque que lorsque la valeur de « b » diminue ceci entraîne une réduction de la valeur de J ce qui entraîne une meilleure performance de la réparation.

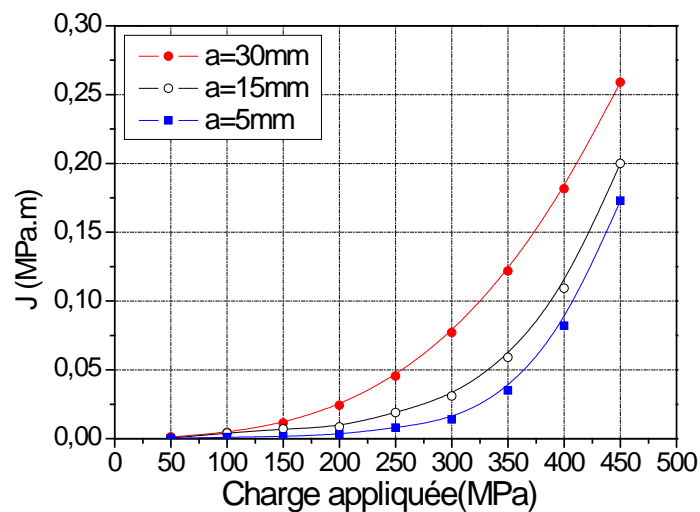


Fig. III.14 Variation de l'intégrale J en fonction de la contrainte appliquée pour différentes « a » ; $b=10\text{mm}$ et $H_{\text{raid}}=120\text{mm}$.

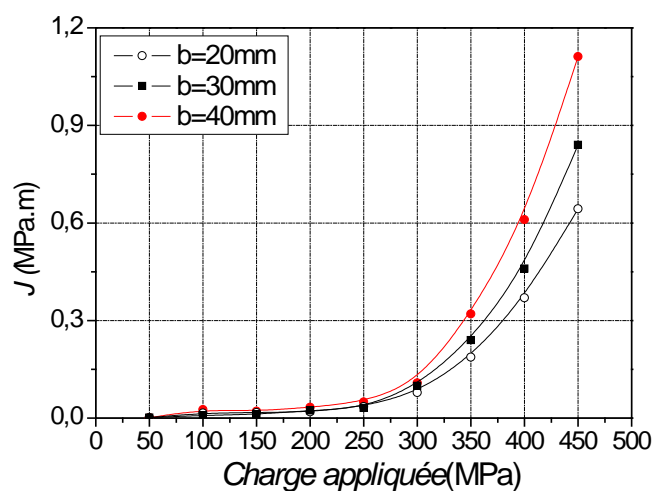


Fig. III.15 Variation de l'intégrale J en fonction de la contrainte appliquée pour différentes valeurs de « b » et $a=45\text{mm}$.

C-Analyses viscoélastique et viscoplastique

III 5-1.Introduction

Il est connu que le comportement des adhésifs est généralement viscoélastique et viscoplastique. Ce comportement fait intervenir l'effet de la température sur les propriétés mécaniques des adhésifs. Dans cette partie du travail nous avons considéré les lois de comportement viscoélastique et viscoplastique de l'adhésif (température déclarée $T=303^{\circ}\text{K}$) de pouvoir comparer les effets de ces deux types de comportement sur l'efficacité de la réparation des structures aéronautiques par patch en composites.

La déclaration des domaines viscoélastique et viscoplastique a été réalisée en suivant la même méthode citée par Benchmarks manuel illustré dans l'exemple (C₁-integral evaluation) dans la partie fracture mechanic ABAQUS. Cet exemple illustre l'évaluation de l'intégrale en fonction du temps pour une fissure stationnaire dans des conditions de fluage en loi de puissance secondaires. En raison des effets dépendant du temps de la déformation de fluage, il n'y a pas qu'un paramètre qui caractérise l'état de contrainte autour de la pointe de la fissure. Le paramètre approprié à utiliser dépend de la loi constitutive (si la loi décrit fluage primaire, secondaire ou tertiaire) de la déformation de la matière autour de la pointe de la fissure. En outre, la déformation de fluage peut se produire dans un premier temps, soit élastique ou un champ de contrainte initialement plastique. Riedel (1981) [27].

Lorsque la réaction initiale du matériau est linéaire élastique et le fluage secondaire est prédominant le comportement au fluage, affecte par les paramètres relatifs de chargement et du facteur d'intensité de contrainte [28]. Pour le fluage à petite échelle (qui est, quand les déformations élastiques dominent presque partout dans l'échantillon, sauf dans une petite zone qui se développe autour de la pointe de la fissure), régit l'amorçage propagation de fissure. Si, toutefois, la zone de fluage devient grande par rapport à la taille de l'échantillon et si les déformations élastiques sont petites par rapport aux souches de fluage, le paramètre de rupture est approprié.

Le paramètre donné par Abaqus mécanique de la rupture caractérise le comportement de croissance de la fissure pour un large éventail de conditions viscoélastique de fluage. Pour les fissures stationnaires caractérise le taux de croissance de la zone de fluage de crack-tip dans des conditions de fluage à petite échelle et est également liée au facteur d'intensité de contrainte [29].

On considéré l'adhésif en comportement viscoélastique et isotrope avec un $E_{adh}=2550\text{ MPa}$, $\nu=0.32$, en appliquant la loi $\dot{\epsilon}_{cr} = A\sigma^n$: vitesse de déformation au fluage $A=\text{constante}$ n : facteur de puissance, σ : contrainte appliquée (MPa) où : $A=2.1044.10^{-11}$ et $n= 2.5$

III 5-2.Comparaison entre les différents types de comportement

La figure III-16.présente la variation de l'intégrale J en fonction de la taille de fissure pour les quatre types de comportement de l'adhésif élastique, élastoplastique, viscoélastique et viscoplastique. On remarque que pour le comportement viscoplastique la valeur de l'intégrale J est la plus élevée. L'efficacité de la réparation diminue d'une manière significative lorsque l'adhésif passe à l'état viscoplastique. A titre de comparaison pour une longueur de fissure $a=55\text{mm}$ la valeur de l'intégrale J pour un comportement viscoplastique est de l'ordre quatre (4 fois) fois plus élevée à celle de l'état élastique. On peut expliquer cette différence par le fait qu'à l'état viscoplastique l'adhésif perd sa résistance et le transfert de contraintes entre la plaque réparée et le patch en composite sera considérablement réduit. D'autre part on remarque qu'entre le comportement élastique et celui du viscoélastique la différence entre les valeurs de l'intégrale J n'est pas assez importante. Le passage comportement à l'état de comportement viscoélastique n'a pas un effet considérable sur les propriétés mécaniques de l'adhésif.

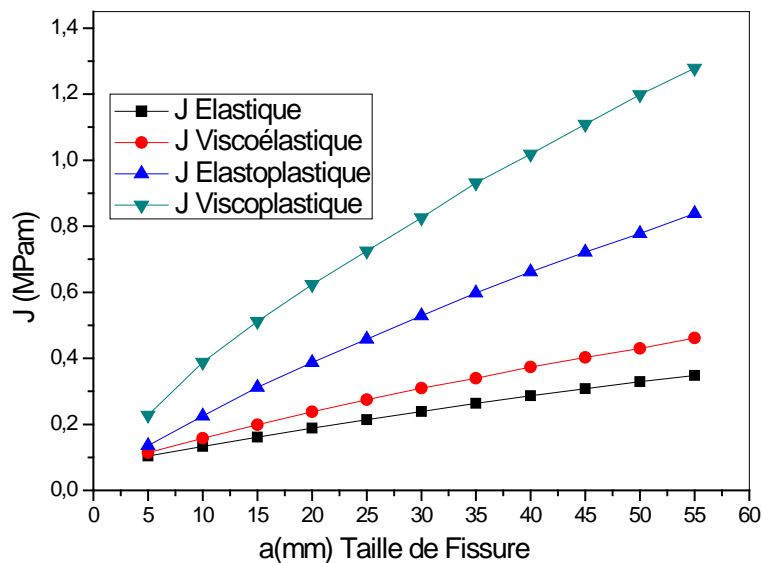


Fig. III-16 -Comparaison des valeurs de J entre les différents domaines : élastique, élastoplastique, viscoélastique et viscoplastique en fonction de a (mm).

III 5-3. Variation de l'intégrale J en viscoélastique et viscoplastique.

La figure III-17 montre les variations de l'intégrale J en viscoélastique en fonction de la charge appliquée. On remarque que la taille de fissure a une très grande influence sur la valeur de l'intégrale. La différence entre les valeurs maximales pour deux tailles de fissures ($a=5\text{mm}$ et 55mm) est de l'ordre 65.85% pour une charge de 350MPa . La valeur de l'intégrale J n'est pas trop élevée pour la taille fissure faible d'où on peut en conclure que l'efficacité de la réparation n'est pas trop affectée pour des les faibles tailles en comportement viscoélastique.

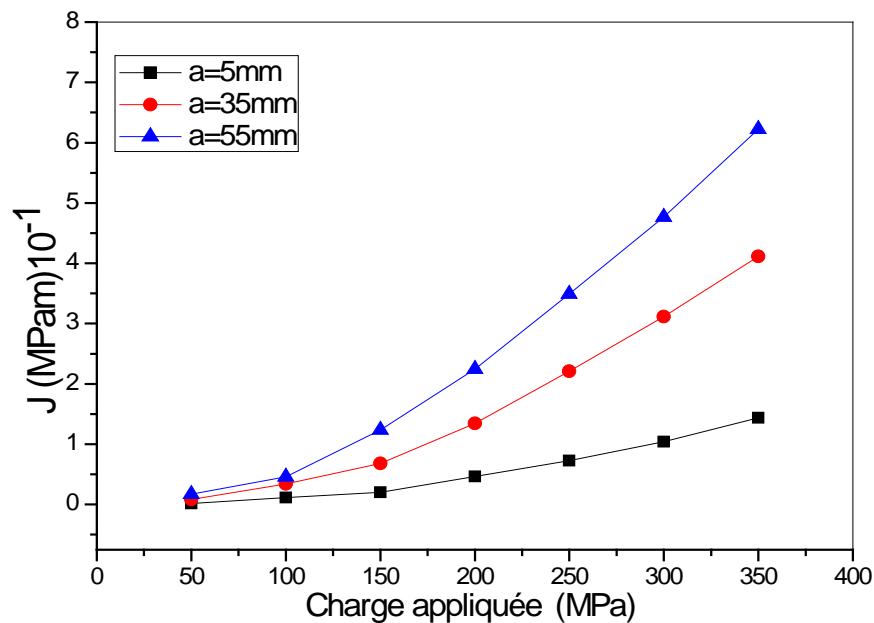


Fig. III. 17. Variation de J en fonction de la charge appliquée pour différentes longueurs de fissure dans le domaine viscoélastique.

La figure III-18 montre les variations de l'intégrale J en viscoplastique en fonction de la charge appliquée pour différentes tailles de fissures. On remarque que les valeurs sont plus importantes que celles obtenues pour le comportement du viscoélastique d'où on peut dire que la performance de la réparation est diminuée dans le domaine viscoplastique. Même constatation qu'en comportement viscoélastique pour les faibles tailles de fissure.

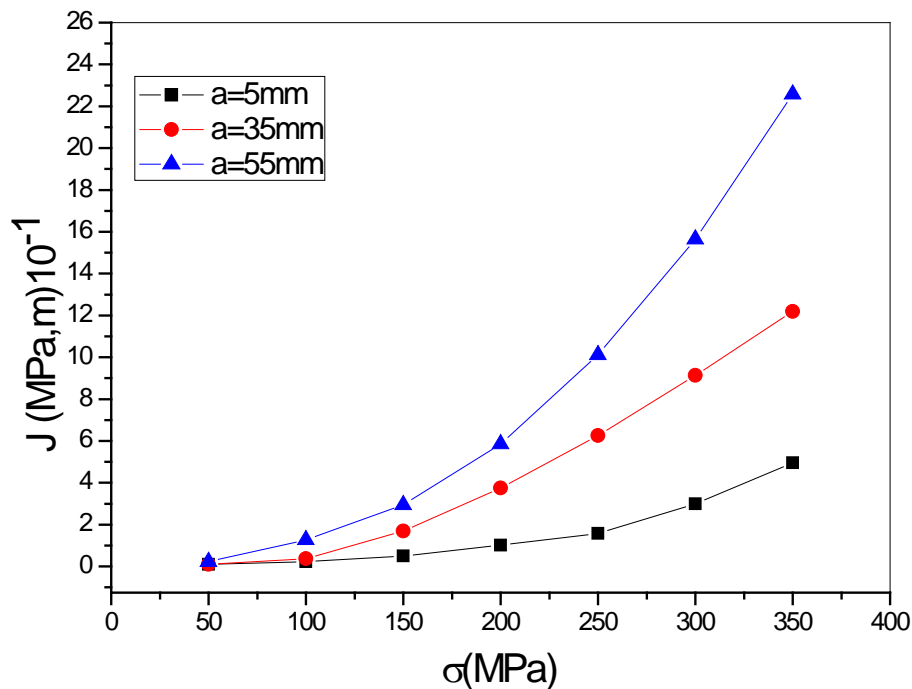


Fig III-18. Variation de J en fonction de la charge appliquée pour différentes longueurs de fissure dans le domaine viscoplastique.

III 5-4. Comparaison de la valeur J entre les différents types de comportement

Les figures (III-19.a et III-19.b) montrent les variations de la valeur de l'intégrale J dans les domaines élastique, viscoélastique et dans les domaines élastoplastique et viscoplastique. L'une des caractéristiques géométriques principales de la fissure est sa taille. L'analyse numérique montre l'influence prépondérante sur les critères de propagation de fissure dans une plaque réparée par patch en composite est la taille de fissure. L'accroissement de la taille de la fissure conduit à une augmentation de l'intégrale J. On remarque aussi que la différence dans les domaines élastoplastique et viscoplastique est plus considérable que de celle des domaines élastique et viscoélastique. Cette importante différence est due à la perte de l'adhésif à sa résistance et le transfert de contraintes entre la plaque et le composite est très réduit dans les domaines élastoplastique et viscoplastique.

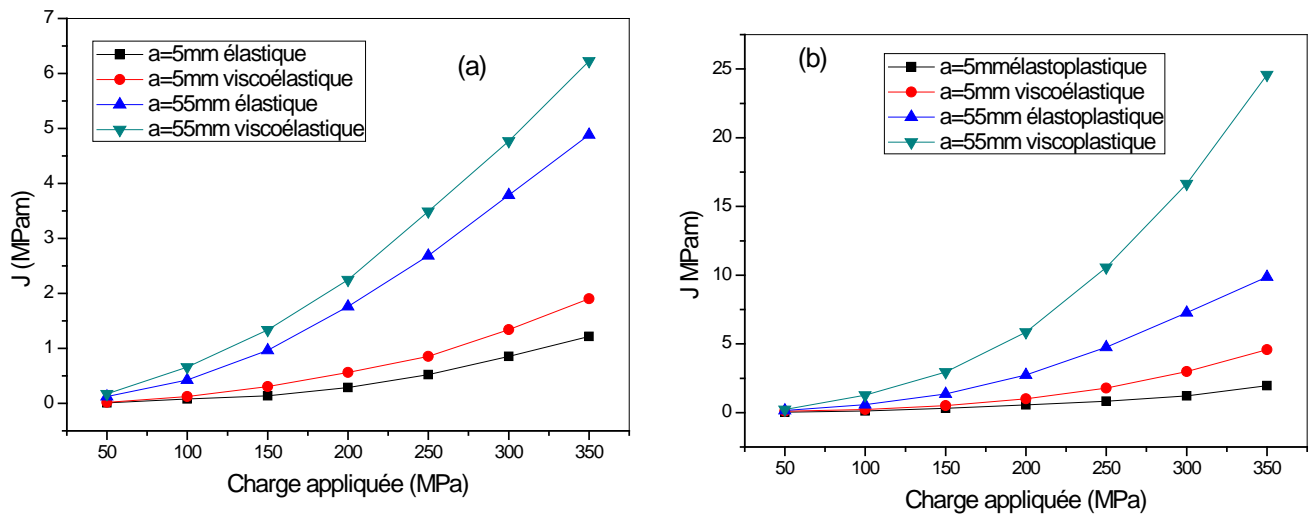


Fig III-19. Variation de la valeur de J en fonction de la charge appliquée dans les domaines :
 a) élastique, viscoélastique.
 b) élastoplastique et viscoplastique.

III 5-5. Effet de l'épaisseur du patch sur la variation de J en viscoélastique et viscoplastique

Les figures (III.20-a et III.20-b) montrent la variation de l'intégrale J en fonction de la taille de fissure pour des épaisseurs différentes du patch ($e_{\text{pat}}=1\text{mm}$ et $e_{\text{pat}}=4\text{mm}$). L'analyse des résultats obtenus montre l'importance de l'épaisseur du patch sur la performance de la réparation des structures fissurées, sous l'influence d'une charge purement mécanique. L'augmentation de l'épaisseur du patch entraîne une diminution de l'intégrale J. On observe une différence de l'ordre de 35.65% pour la taille $a=5\text{mm}$ pour une valeur maximale $e_{\text{pat}}=4\text{mm}$ et pour la même épaisseur la différence est de 54.58% pour les comportements (élastique et viscoélastique), par contre l'augmentation de la taille de fissure agit contrairement à celle de l'épaisseur du patch.

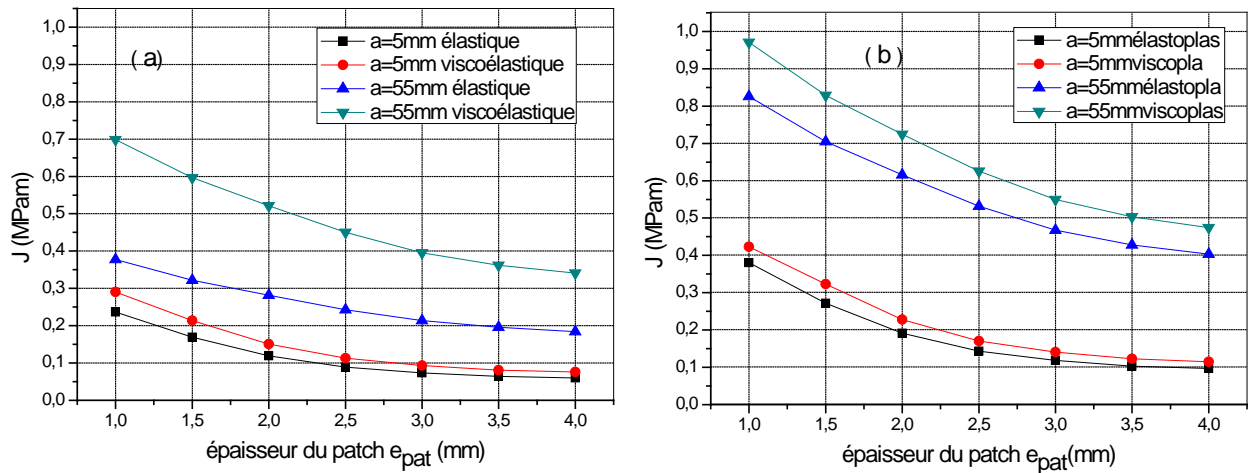


Fig III-20. Variation de la valeur de J en fonction de l'épaisseur du patch dans les domaines :
 a) élastique , viscoélastique
 b) élastoplastique et viscoplastique.

La figure III-21 montre l'effet de l'épaisseur de l'adhésif sur la valeur de l'intégrale J en fonction de la taille de fissure. Les résultats obtenus montrent que dans le domaine viscoplastique la valeur de l'intégrale J est très importante relativement à celle dans le domaine élastoplastique. Ce qui confirme que l'efficacité de la réparation dans le domaine viscoplastique est très affectée et que l'adhésif perd sa résistance et ne transmet les contraintes au composite. Plus que l'épaisseur de l'adhésif diminue plus la valeur de l'intégrale J augmente.

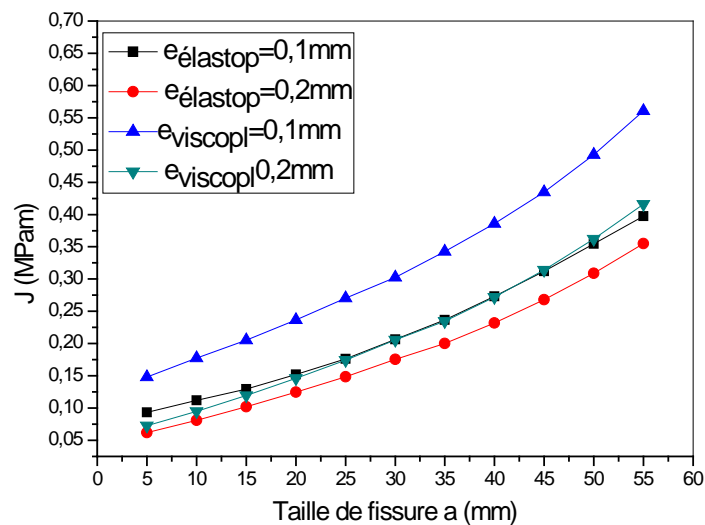


Fig. III-21. Variation de la valeur de J en fonction de l'épaisseur de l'adhésif dans les domaines élastoplastique et viscoplastique.

- [III.1] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [III.2] Baker, A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures* 47 (1999), 431–443.
- [III.3] Rose LRF, Design analysis and validation for a bonded composite repair to primary aircraft structure. In : *Proceeding of International Conference on Fracture. ICF-9. 1997*, pages 129-141.
- [III.4] Rose L.RF, An application of the infusion analogy for bonded reinforcement, *Int J. Solid Struct.*, 1981, Vol 17, pages 827-838.
- [III.5] Rose LRF. A cracked plate repaired by bonded reinforcements. *Int J Fract* 1982; Vol 18, pages 135-144.
- [III.6] Rose LRF. Crack reinforcement by distributed springs. *J Mech Phys Solids* 1987; Vol 35, pages 383-400.
- [III.7] Hollaway, L., and Leeming, M. *Strengthening of reinforced concrete structures*. Woodhead Publishing Limited, 1999.
- [III.8] Baker A.A., L.R.F. Rose and R. Jones, A. *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures*, Published by Elsevier 2002.
- [III.9] Baker, A., and Jones, R. *Bonded repair of aircraft structures*. Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
- [III.10] K.H. Chung and W.H. Yang. A study of the fatigue crack growth behavior of thick aluminium panels repaired with a composite patch. *Composite Structures*, vol 60 :1–7, 2003.
- [III.11] K. Kaddouri, D. Ouinas, B. Bachir Bouiadja. FE analysis of the behaviour of octagonal bonded composite repair in aircraft structures. *Computational Materials Science*, Volume 43, Issue 4, October 2008, Pages 1109-1.
- [III.12] H. Hosseini Toudeshky, G. Sadeghi, and H.R. Daghyani. Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminium panels with glass-epoxy composite patches. *Composite Structures*, vol 71 :401–406, 2005.
- [III.13] A. Amiri. *Modélisation du décollement et analyse du comportement d'une plaque en Aluminium fissure et réparée par collage*. Thèse de Doctorat d'Etat : UDL SBA 2006.
- [III.14] D.C. Seo, J.J. Lee, and H.R. Daghyani. Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch. *Composite Structures*, vol 57 :323–330, 2003.
- [III.15] A. Bassetti. *Lamelles précontraintes en fibres de carbone pour le renforcement de ponts rivetées endommagées par fatigue*. Thèse, EPFL, Lausanne, Switzerland, 2001.
- [III.16] A. Chrysochoos and H. Louche. Thermal and dissipative effects accompanying Luders band propagation. *Materials Science and Engineering A*, vol 307 :15–22, 2001.
- [III.17] S. Naboulsi and S. Mall. Fatigue growth of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol 28 :13–28, 1997.

- [III.18] V. Sabelkin, S. Mall, M.A. Hansen, R.M. Vanderwaker, and M. Derriso. Investigation into cracked aluminum plate repaired with bonded composite patch. *Composite Structures*, vol 79:55–66, 2007.
- [III.19] L. Aminallah, T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier, A. Amrouche, X. Feaugas, N. Benssediq. Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures *Computational Materials Science*, Volume 46, Issue 4, October 2009, Pages 1023-1027.
- [III.20] K. Madani. Etude numérique et expérimentale de la technique de réparation des structures aéronautiques par patch en composite, cas de l'Aluminium 2024-T3 réparée par composite Carbone/Epoxyde. Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2007.
- [III.21] ABAQUS/CAE Ver 6.9 User's Manual. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, Inc; 2007
- [III.22] Oudad, W., Bachir Bouiadjra, B., Belhouari, M., Touzain, S. and Feaugas, X. (2009), "Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures", *Comput. Mater. Sci.*, **46**, 950-954
- [III.23] Bachir Bouiadjra, B., Oudad, W., Albedah, A., Benyahia, F. and Belhouari, M. (2012), "Effects of the adhesive disband on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures", *Mater. Des.*, **37**, 89-95.
- [III.24] Achour, T., Bachir Bouiadjra, B. and Serier, B. (2003), "Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch", *Comput. Mater. Sci.*, **28**, 41-48.
- [III.25] Bachir Bouiadjra, B., Belhouari, M. and Serier, B. (2002), "Computation of the stress intensity factor for repaired crack with bonded composite patch in mode I and mixed mode", *Compos. Struct.*, **56**, 401-406.
- [III.26] Jones, R. and Chiu, W.K. (1999), "Composite repairs to crack in metallic components", *Compos Struct.*, **44** (29), 317-325.
- [III.27] Bassani, J. L., and F. A. McClintock, "Creep Relaxation of Stress Around a Crack Tip," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 17, pp. 479–492, 1981.
- [III.28] Riedel, H., "Creep Deformation at Crack Tips in Elastic-Viscoplastic Solids," *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, vol. 29, pp. 35–50, 1981.
- [III.29] Riedel, H., and J. R. Rice, "Tensile Cracks in Creeping Solids," *Fracture Mechanics: Twelfth conference, ASTM STP 700*, American Society for Testing of Materials, pp. 112–130, 1980.

Chapitre IV

Analyse des contraintes

Chapitre IV

Analyse des contraintes.

A-Analyse Elastique.

IV.1. Introduction

Les axes de recherche intéressent tout particulièrement les secteurs de l'aéronautique, les hydrocarbures «pipelines» et le génie civil: La technique du collage est largement utilisée en Génie civil dans le cadre de la réparation d'ouvrages, et la voie semble ouverte au développement de nouvelles applications au collage structural (connexions de ponts mixtes acier/béton, assemblages de structures en béton fibre, etc.). Il existe donc une demande croissante de la part des maîtres d'œuvre pour disposer d'un outil de modélisation permettant de prévoir la durabilité de ce type d'assemblages collés.

Dans le domaine aéronautique, la réduction du poids des structures est une exigence. L'assemblage des pièces par collage a plusieurs avantages sur d'autres systèmes tels que le rivetage ou le soudage. Le collage permet d'éviter toute opération d'usinage endommageante (perçage, échauffement). L'apport de matière supplémentaire, donc de poids supplémentaire, est très limité, comparé aux poids des rivets ou des cordons de soudure.

Les matériaux utilisés pour le collage structural sont essentiellement de nature métallique, céramique, composite ou verre pour les substrats et de nature polymère pour les adhésifs [4]. Les adhésifs commerciaux les plus employés sont des polymères phénoliques, acryliques, polyuréthanes, polyamides et époxydiques. La qualité du collage dépend de nombreux paramètres, comme les conditions de mise en œuvre, de réticulation, des propriétés mécaniques et physico-chimiques de surface ou de volume de l'adhésif aussi bien que des substrats. Connaître le phénomène d'adhésion nécessite donc de faire appel à plusieurs domaines scientifiques.

La théorie du mécanisme de l'adhésion a été émise initialement en 1925. L'adhésion serait possible grâce à la pénétration de l'adhésif dans les irrégularités, les microcavités, les pores, de la surface avant sa solidification [5,6]. Cette théorie a été reprise dans les années 1970 pour expliquer en partie la bonne adhésion des substrats d'aluminium [7]. Plusieurs travaux ont été conduits sur la rugosité du substrat. Plus la rugosité augmente, plus la surface de contact réelle entre adhésif et substrat sera importante [6]. L'interaction adhésif/substrat s'en trouvera donc augmentée [8]. Il est alors possible de supposer que plus la rugosité sera élevée, meilleure sera l'adhésion [9,10]. La sollicitation de l'assemblage impliquera non seulement des contraintes interfaciales entre métal et adhésif, mais aussi des contraintes cohésives dans l'adhésif qui aura pénétré dans une rugosité du substrat. La rupture des liaisons covalentes de l'adhésif étant plus énergétique que les liaisons interfaciales, les propriétés globales d'adhésion de l'assemblage seront améliorées [8,11,12]. En effet, la rugosité n'est favorable que dans la mesure où la géométrie des aspérités et le mouillage de l'adhésif favorisent la pénétration [13], et que les pics du relief de surface sont bien solidaires du substrat massique. Dans le cas d'une rugosité importante, il peut se créer des poches d'air au fond des cavités et l'adhésif ne peut plus s'écouler dans les zones les plus profondes [10]. Ces

défauts ponctuels provoquent des concentrations de contraintes, qui conduisent à une adhésion inférieure à ce que l'on pourrait attendre [14]. La rugosité optimale est donc celle qui permet le remplissage total des aspérités, donnant ainsi une adhésion maximale.

Le développement des adhésifs modernes à haute résistance mécanique a entraîné inévitablement la recherche et la mise au point de tests normalisés permettant de comparer les qualités de réparation. Il existe deux types d'essais : ceux qui provoquent la rupture de l'éprouvette et les contrôles déclarés non destructifs. Les tests non destructifs sont des épreuves de qualification ayant pour but de détecter des défauts de collage (fissures, cavités, décollements, bulles d'air, poches d'humidité). Quant au test destructif, le plus fréquemment utilisé consiste en une mesure de la force de rupture en cisaillement du joint adhésif. Parmi les tests utilisés pour quantifier les qualités de résistance d'un joint adhésif il y a ceux pour lesquels l'énergie de rupture est calculable. La méthode qui paraît à la fois la plus simple à réaliser et la mieux adaptée pour éprouver la résistance au décollement d'un film adhésif élastique est le pelage. Lorsqu'il s'agit de films élastiques il est commode d'utiliser un essai de clivage ou du test du double levier (DCB).

L'exploitation du test consiste à déterminer, d'une part, l'énergie minimale nécessaire pour provoquer l'initiation et la propagation d'une fissure et, d'autre part d'établir la loi de variation de l'énergie de rupture en fonction de la vitesse de propagation. La durée de vie d'un joint adhésif est le plus grand problème du collage industriel. En effet, une fois déterminées les grandeurs, comme l'énergie minimale et la relation entre l'énergie de rupture et la vitesse de propagation, l'évolution du joint au cours du temps devra être déterminée.

La réparation par collage de renforts en matériaux composites de structures endommagées est devenue une technique largement acceptée et répandue à travers le monde. La qualité de l'interface adhésive entre l'adhésif et le composite est un élément déterminant vis-à-vis de la durabilité de ce type de réparation. La présence de défauts de collage (cavités, décollements, bulles d'air, poches d'humidité, fissure) peut ainsi réduire considérablement l'aire de contact à l'interface et faire chuter les performances de la réparation.

La tenue en service d'une structure réparée par patch dépend de plusieurs facteurs dont les propriétés mécaniques et géométriques de la structure elle-même, de l'adhésif et du patch.

L'adhésif est le point faible du renforcement par matériaux composites, c'est un matériau présentant de très faibles caractéristiques mécaniques en cisaillement. De ce fait, la connaissance des natures des contraintes dans ce matériau, de leur distribution et de leur intensité est d'une grande importance pour la compréhension des conditions de tenue en service des structures réparées par patch en composite. La colle est donc un élément fondamental, son rôle principal est d'assurer une bonne adhésion et minimiser le transfert des contraintes de la structure vers le patch en composite. La connaissance des intensités de contraintes et leur distribution dans la couche adhésive est d'une grande importance pour prédire la durée de vie de la structure réparée. C'est pour ces raisons que nous analysons numériquement par la méthode des éléments finis tridimensionnelle la répartition des contraintes dans la couche adhésive. Nous considérons le même modèle géométrique de la plaque, les mêmes propriétés mécaniques et géométriques du patch du chapitre trois. L'influence du chargement, du module de cisaillement de l'adhésif et son épaisseur ainsi que

la taille de fissure sont mises en évidence sur les variations des contraintes de cisaillement dans la couche adhésive. Ces contraintes sont tracées suivant une ligne imaginaire de la pointe de fissure vers le bord du patch.

IV.2. Distribution des contraintes dans la couche adhésive.

IV.2.1. Effet de la taille de la fissure

Cet effet est illustré sur les figures (IV.1, IV-2, IV-3), Celles-ci mettent en évidence la distribution des contraintes de cisaillement τ_{xy} , τ_{xz} et τ_{yz} pour un chargement d'intensité $\sigma = 100$ MPa. Ce chargement représente les 45% de la limite d'élasticité de l'alliage d'aluminium 2024. L'épaisseur de l'adhésif $e_{adh}=0.20$ mm, son module de cisaillement $G_{adh}=960$ MPa.

La figure IV-1 montre les variations de la contrainte de cisaillement dans le plan xz pour différentes taille de fissure.

Une propagation de la fissure conduit a une augmentation du champ de contraintes en sa pointe. Ces contraintes en particulier les contraintes de cisaillement sont transmises au patch par l'intermédiaire de la couche adhésive. L'augmentation du champ de contraintes dans la plaque provoque systématiquement une augmentation des contraintes de cisaillement dans l'adhésif. En pointe de fissure les contraintes de cisaillement sont les plus fortement localisées, puis leur intensité diminue à mesure que l'on s'éloigne de cette pointe. Au milieu de la couche adhésive ces contraintes atteignent leurs valeurs minimales et leur effet tend à être négligeable, Au-delà de cette position les contraintes de cisaillement semblent être indépendantes de la position dans la couche adhésive. Le même phénomène est observé pour la distribution des contraintes de cisaillement τ_{xy} (Figure.IV-2). En effet, ces contraintes diminuent d'intensité de la pointe de fissure jusqu'au centre de la couche adhésive ou elles sont pratiquement nulles. Cet effet est plus marqué pour les faibles tailles de fissures. Le niveau des contraintes dans le plan xy est très faible, comparé à celui des contraintes dans les plans xz et yz. Les contraintes tangentielles τ_{yz} (Figure. IV-3) dans la couche adhésive sont de signe négatif dont l'intensité maximale est localisée au voisinage du bord du patch. A cette position ces contraintes peuvent engendrées le décollement du patch et réduire les performances de la réparation. Le contour de ces contraintes dans la couche adhésive confirme cette observation Les contraintes maximales dans le plan yz sont localisées le long du bord supérieur du patch. L'effet de la taille de fissure sur le niveau de ces contraintes apparait au voisinage proche de la pointe de fissure. Par contre loin de cette pointe et au voisinage du bord du patch, les contraintes de cisaillement τ_{yz} sont maximales mais elles sont presque identiques.

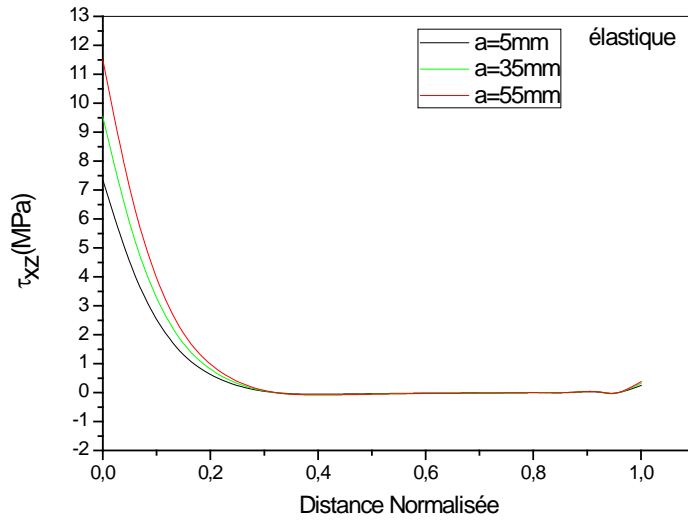


Fig.-IV-1. Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes tailles de fissure.

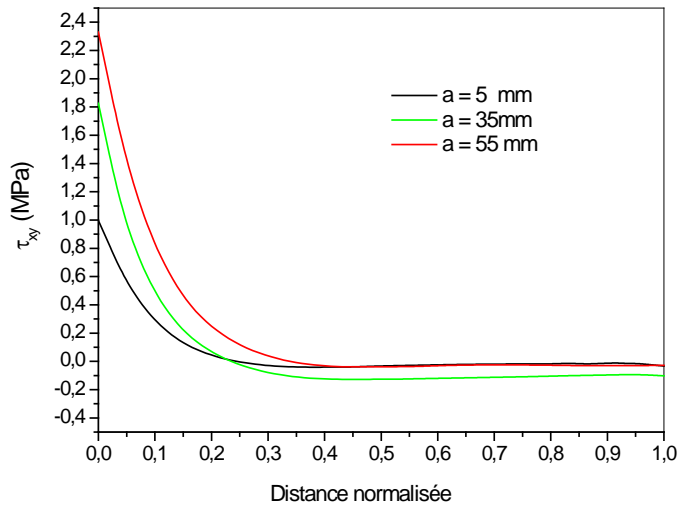


Fig. IV-2. Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xy} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes tailles de fissure.

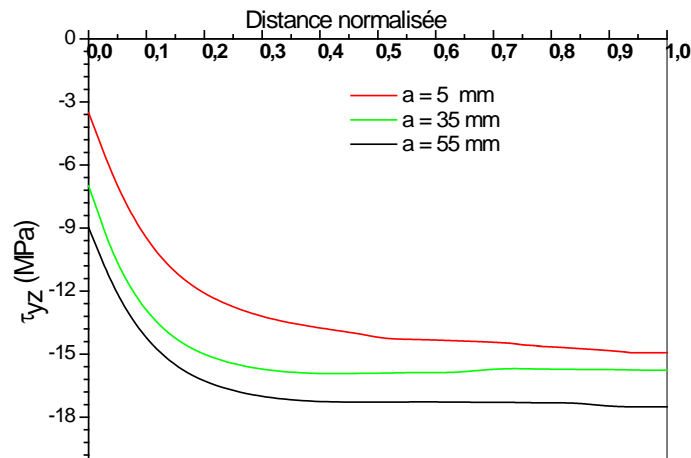


Fig.-IV-3. Variation de la contrainte de cisaillement τ_{yz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes tailles de fissures.

IV.2.3. Effet du module de cisaillement de l'adhésif

L'adhésif est l'élément fondamental pour la fixation du patch, son rôle principal est d'assurer une bonne adhésion et minimiser le transfert de charge de la plaque vers le patch. Ce matériau est le point faible du renforcement. En effet, la majorité des endommagements observés dans les structures réparées sont dues à l'adhésif. Sa rupture ou son décollement provoque le détachement du patch composite. Plusieurs travaux [1,2,3] ont montré l'effet du module de cisaillement sur les performances de réparation par patch en composite. Ces travaux ont exigé une optimisation du choix des propriétés mécaniques de l'adhésif. L'influence du module de cisaillement de la colle sur les variations des contraintes de cisaillement dans la couche adhésive est indiquée sur les figures (IV-4, IV-5, IV-6) Pour une taille de fissure $a = 55$ mm, un chargement qui représente les 45% de la limite élastique du 2024 T3 et une épaisseur de l'adhésif $e_{ad} = 0.20$ mm

Nous observons le même phénomène constaté sur les figures précédentes. En effet, les contraintes de cisaillement les plus intenses dans les plans xy et xz sont localisées au voisinage proche de la pointe de fissure. Ces contraintes décroissent dans la couche adhésive pour s'annuler au milieu de cette couche. Par contre, les contraintes τ_{yz} sont les plus fortes d'intensité, comparées aux autres contraintes de cisaillement, leur maximum est atteint au bord supérieur du patch. L'utilisation d'un adhésif de faible module de cisaillement conduit à une diminution de ces contraintes, mais la majeure partie de ces contraintes est transférée, de la plaque fissurée vers le patch. Par contre un adhésif rigide de propriétés mécaniques élevées augmente d'une part l'intensité des contraintes de cisaillement, d'autre part il minimise leurs transferts vers le patch, mais n'assure pas une bonne adhésion mécanique.

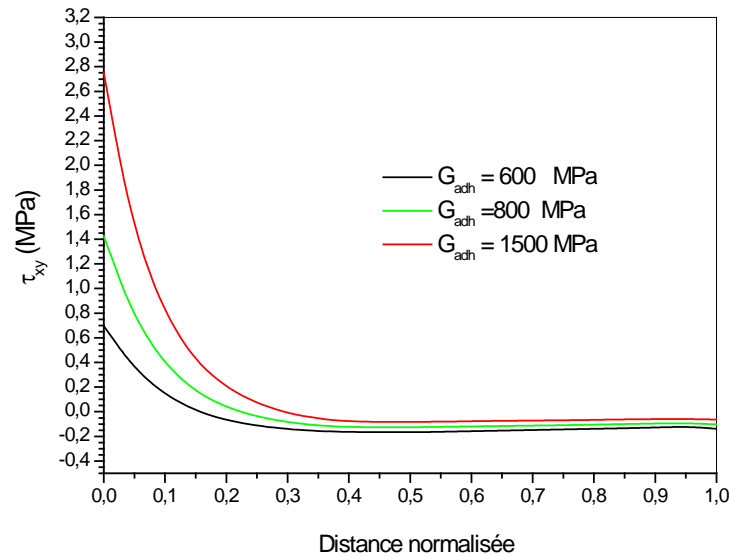


Fig. IV- 4: Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xy} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de module de cisaillement de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55$ mm

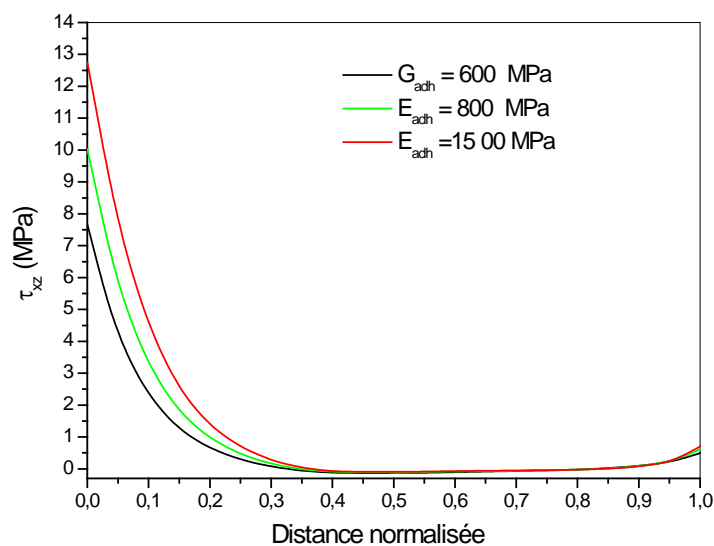


Fig. IV-5: Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de module de cisaillement de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55$ mm

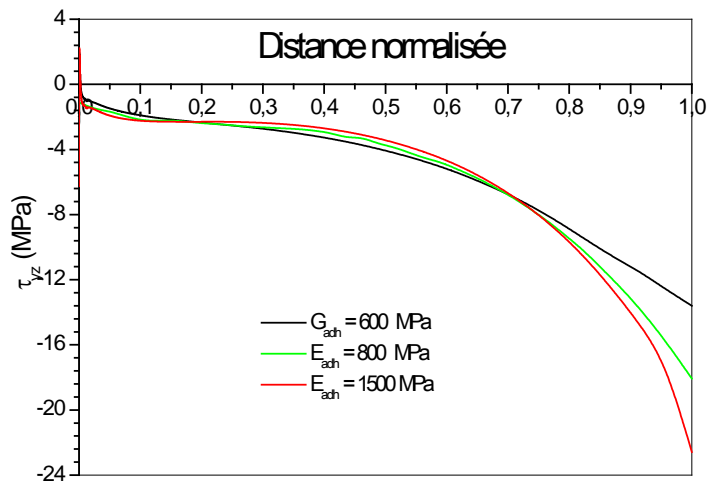


Fig. IV-6: Variation de la contrainte de cisaillement τ_{yz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de module de cisaillement de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55\text{mm}$

IV.2.4. Effet de l'épaisseur de l'adhésif

Les adhésifs utilisés dans réparation par patch en composite sont souvent destinés pour porter un niveau élevé des contraintes. L'épaisseur de la colle est un paramètre déterminant sur le comportement du renforcement. Il joue un rôle important sur la performance de réparation. L'analyse porte sur l'effet de l'épaisseur de l'adhésif sur les variations des contraintes de cisaillement et de pelage dans la couche adhésive, pour une fissure de taille $a = 55 \text{ mm}$, un chargement d'intensité $\sigma = 100 \text{ MPa}$ et un module de cisaillement $E_{ad} = 25500 \text{ MPa}$.

Les figures (IV-7, IV-8, IV-9) illustrent cet effet sur le niveau des contraintes de cisaillement τ_{xy} , τ_{xz} et τ_{yz} . L'augmentation de l'épaisseur de la colle de réparation conduit à une augmentation des contraintes de cisaillement τ_{xz} dans la couche adhésive et la diminution des contraintes τ_{xy} . Ces dernières sont maximales en pointe de fissure puis diminuent d'intensité au fur et à mesure que l'on s'éloigne de cette pointe. Ces contraintes s'annulent au milieu de la couche adhésive et jusqu'au bord du patch. Les contraintes les plus élevées sont obtenues dans le plan yz , ces contraintes sont de signe négatif, elles sont maximales au bord du patch (interface) où elles peuvent constituer un risque de rupture par cisaillement de la colle ou la décohésion du patch composite.

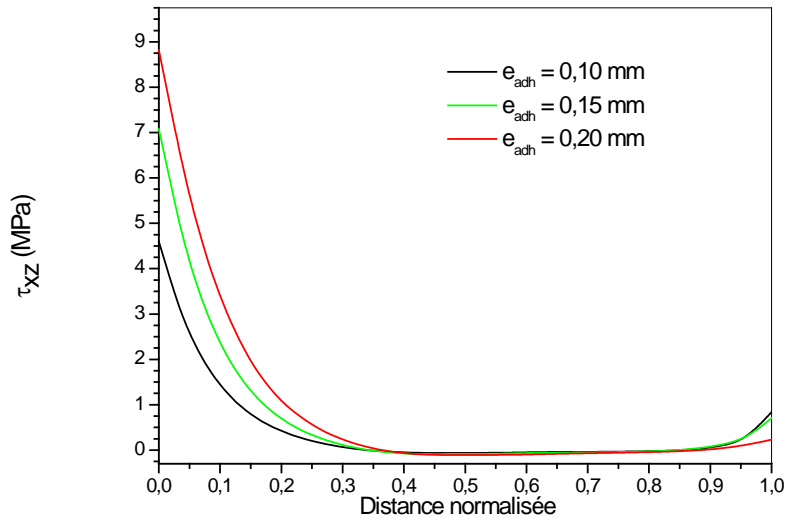


Fig.IV-7. Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de l'épaisseur de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55$ mm.

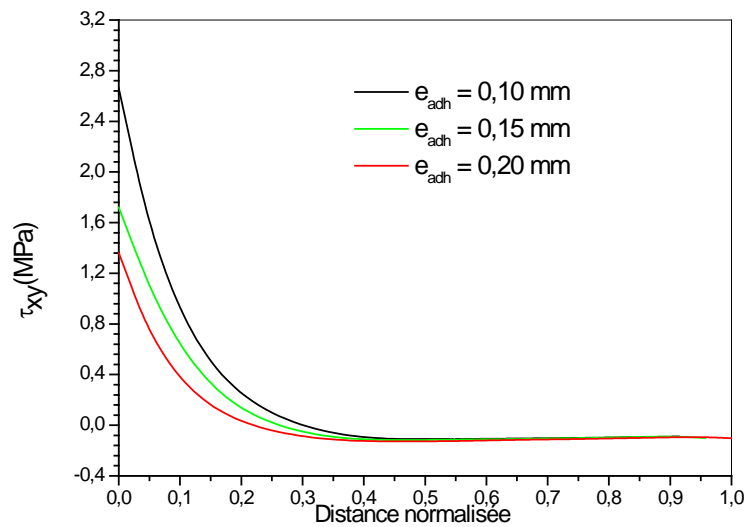


Fig.IV-8: Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xy} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de l'épaisseur de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55$ mm

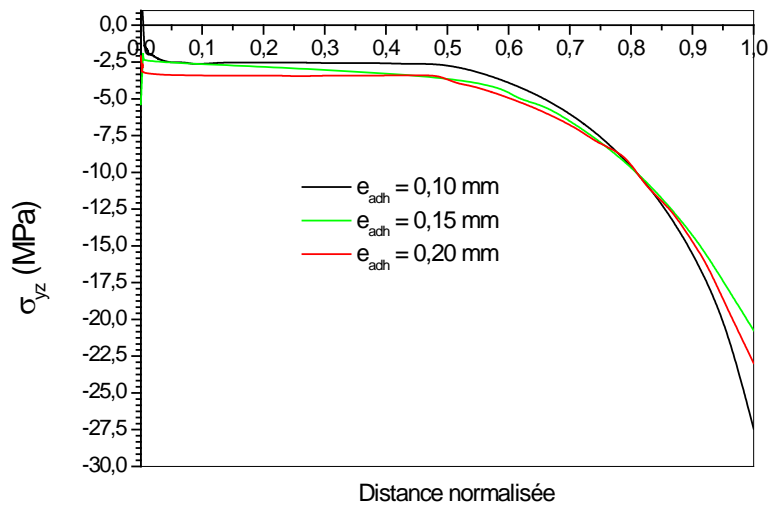


Fig. IV.9: Variation de la contrainte de cisaillement τ_{yz} suivant la largeur de la couche adhésive pour différentes valeurs de l'épaisseur de l'adhésif pour la taille de fissure $a=55$ mm

IV.3. Distribution des contraintes dans l'adhésif en viscoélastique et viscoplastique

IV.3.1. Effet de la taille de la fissure

L'effet de la taille de fissure est illustré sur les figures (IV-10, IV-11) Celles-ci illustrent la distribution des contraintes de cisaillement, τ_{xz} et τ_{yz} pour les mêmes conditions considérées dans la partie précédente. La figure IV-10 montre les variations de la contrainte de cisaillement dans le plan yz pour les tailles de fissure (5mm, 35mm et 55mm).

La propagation de la fissure conduit à une augmentation du champ de contraintes en sa pointe. Ces contraintes en particulier les contraintes de cisaillement sont transmises au patch par l'intermédiaire de la couche adhésive. L'augmentation du champ de contraintes dans la plaque provoque systématiquement une augmentation des contraintes de cisaillement dans l'adhésif. En pointe de fissure les contraintes de cisaillement sont les plus fortement localisées, puis leur intensité diminue à mesure que l'on s'éloigne de cette pointe. La figure IV-10 illustre la variation de contrainte de cisaillement τ_{yz} dans le domaine viscoélastique, le graphe représenté est le symétrique par rapport à l'axe horizontal à celui trouvé réellement en se basant sur les contraintes de Von Mises. Les contraintes dont les intensités sont les plus élevées sont localisées en pointe de fissure puis au fur et à mesure qu'on s'éloigne du front ces dernières se stabilisent et elles augmentent au bord libre. La figure IV-11 montre clairement que l'intensité des contraintes est la plus élevée au niveau du front de fissure, lorsqu'on s'éloigne de ce front elles se réduisent considérablement puis elles se stabilisent.

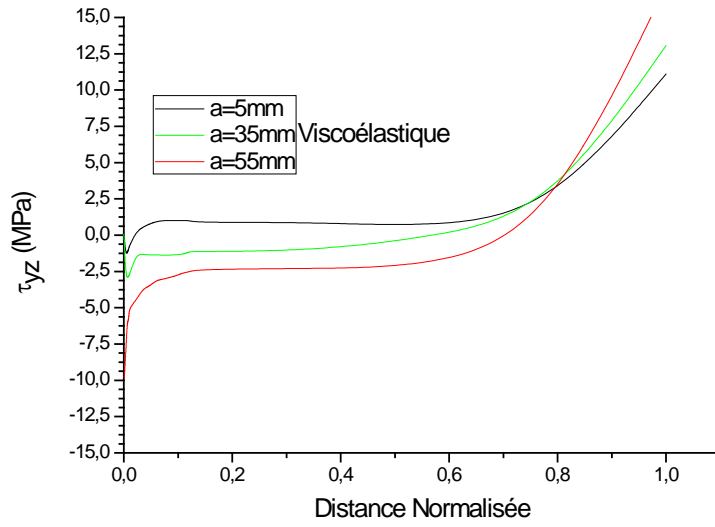


Fig. IV-10. Variation de la contrainte de cisaillement τ_{yz} suivant la largeur de la couche de l'adhésif.

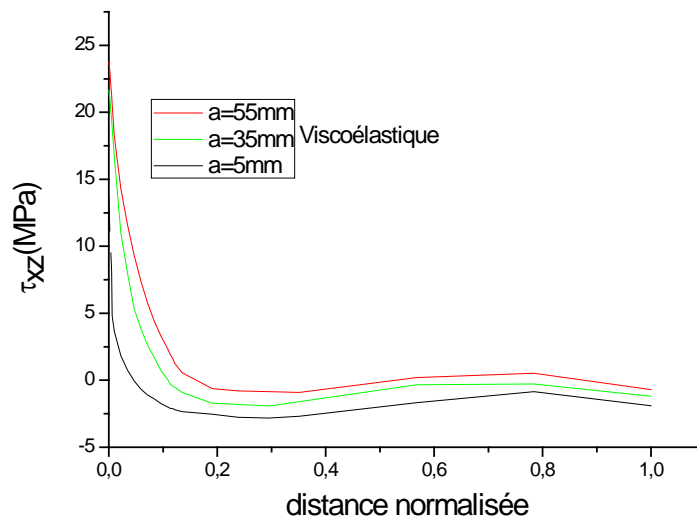


Fig.IV-11 Variation de la contrainte de cisaillement τ_{xz} suivant la largeur de la couche de l'adhésif pour différentes valeurs de la taille de fissure

IV.3.2. Comparaison des contraintes en comportement viscoélastique et viscoplastique.

Les figures (IV.12-a IV.12-b) montrent que les valeurs des contraintes τ_{yz} de cisaillement dans la couche d'adhésif ont une intensité plus élevée dans le domaine viscoplastique que lorsqu'il a un comportement viscoélastique. On remarque aussi que loin du front de fissure l'intensité se stabilise et augmente considérablement au bord. En comportement viscoélastique et viscoplastique l'adhésif perd sa résistance.

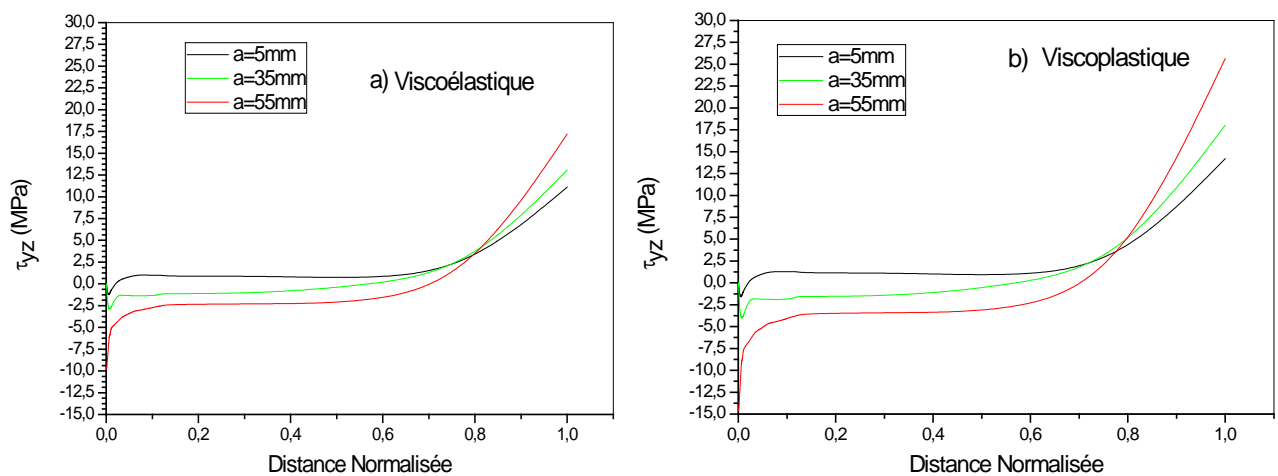


Fig. IV -12 Comparaison des valeurs de la contrainte τ_{yz} dans les domaines a)Viscoélastiques -b) viscoplastique.

IV.3.2. Comparaison des contraintes τ_{yz} .

La figure. IV -13 montre la comparaison des valeurs de la contrainte τ_{yz} dans la couche d'adhésive suivant la largeur pour la même longueur de fissure $a=55\text{mm}$ dans les trois (3) domaines élastique, viscoélastique et viscoplastique. D'après les résultats ainsi trouvés, on remarque le meilleur domaine d'utilisation pour l'adhésif est celui où il a un comportement élastique car les valeurs des contraintes de cisaillement sont les plus réduites.

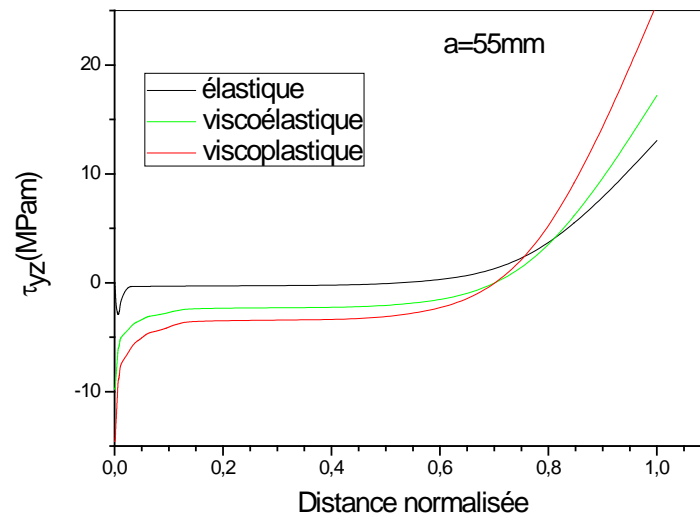


Fig. IV-13. Comparaison des valeurs de la contrainte τ_{yz} dans les domaines élastique ; Viscoélastiques et viscoplastique dans l'adhésif

- [IV.1] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier. Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode. *Composite Structures*, Volume 56, Issue 4, June 2002, Pages 401-406
- [IV.2] Kaulg J C, Maley S, Sun C.T, Characterization of fatigue behavior of bonded composite repairs. *Journal of Aircraft* 1999, 36:1016 – 22.
- [IV.3] 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, Issue 1, July 2007, pp 20-26
- [IV.4] B. Hussey and J. Wilson. *Structural Adhesives Directory and Databook*; edited by Chapman and Hall, London (1996).
- [IV.5] J. W. McBain and D. G. Hopkins, *Journal of Physical Chemistry* 29, 188-204(1925).
- [IV.6] M. E. R. Shanahan, *GFP* 7, 247 (1987).
- [IV.7] J. D. Venables, *Adhesion* 7, 87-93 (1983).
- [IV.8] J. P. Sargent. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 14, 21-30 (1994).
- [IV.9] D. E. Packham. *Journal of Adhesion* 39, 137-144 (1992).
- [IV.10] W. D. Bascom and R. L. Patrick. *Adhesive Age*, 25-32 (1974).
- [IV.11] A. Namkanisorn and M. K. Chaudhury. In *An Arrhenius Method to Study the Effect of Surface Roughness in Polymer-Metal Adhesion*, 415-417 (1998).
- [IV.12] A. J. Kinloch. *Journal of Materials Science* 15, 2141-2166 (1980).
- [IV.13] S. J. Hitchcock, N. T. Carroll, and M. G. Nicholas. *Journal of Materials Science* 16, 714-732 (1981).
- [IV.14] L. H. Lee, in *Adhesive Bonding*, edited by L. H. Lee, New York, 243 (1991)

Conclusion

Conclusion générale

Les structures sont soumises en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des contraintes généralement multiaxiales et à amplitude variable, ce qui conduit à l'apparition de fissures provoquant leurs endommagements ou leurs ruptures. Une alternative à la réparation de ces structures consiste à les renforcer auparavant, afin de retarder l'apparition ou la propagation de fissures. Les patchs en matériaux composites pour la réparation des structures métalliques sont largement utilisés. Cette réparation permet de retarder la propagation des fissures et augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. Ce travail s'inscrit dans le cadre du renforcement de structures par patchs composites afin de ralentir la propagation de fissures. Deux lois de comportement du matériau réparé sont utilisées. Dans la première nous utilisons l'approche locale de la mécanique linéaire de la rupture basée sur du facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure. Pour le comportement non linéaire de la structure réparée nous utilisant l'approche globale de la mécanique de la rupture basé sur l'intégrale de contour J. Les principaux résultats des deux analyses montrent l'effet bénéfique du patch sur le comportement en rupture d'une structure fissuré, sollicitée en mode d'ouverture. Les paramètres de rupture dépendent essentiellement des propriétés géométriques et mécaniques du patch, du substrat et de l'adhésif, du raidisseur ainsi que leurs épaisseurs et de la technique de réparation utilisée, même face ou faces opposées du substrat. Les résultats obtenus numériquement par la méthode des éléments finis tridimensionnelle permettent de tirer les conclusions suivantes :

Le patch réduit l'intensité du champ de contrainte en pointe de fissure et le facteur d'intensité de contrainte. Cette réduction peut dépasser les 82%, une réduction largement supérieure à celle trouvée pour les structures bidimensionnelles.

L'étude tridimensionnelle représente le comportement réel de la structure réparé par patch.

L'interaction des champs de contraintes en pointe de fissure et le bord du patch conduit à une augmentation du facteur d'intensité de contrainte. Par conséquent, la performance de la réparation est fortement réduite par cette interaction. Un patch plus large est recommandé, il améliore la performance de la réparation et augmente la résistance de la structure.

La durée de vie d'une structure réparée est limitée par celle de la l'adhésif, sa rupture ou sa décohésion provoque le détachement du renfort composite, ou son endommagement.

Le choix des propriétés mécaniques de l'adhésif doit être optimisé. Une colle de faibles propriétés mécaniques donne un gain appréciable pour une réparation renforcée par raidisseur. Ce gain diminue pour une colle rigide de propriétés mécaniques élevées.

Le facteur d'intensité de contraintes diminue avec l'épaisseur du patch, Il existe une épaisseur critique ($e_{p \text{ patch}} = 3\text{mm}$) au-delà de laquelle ce facteur diminue de façon asymptotique.

L'étendue de la zone plastique et l'intégrale J croît avec la taille de la fissure.

L'augmentation de la longueur de fissure conduit à un comportement asymptotique de l'intégrale J.

L'analyse du contour de la zone plastique en pointe de fissure pour la réparation par patch plus renforcement par raidisseur a prouvé qu'il y a une différence significative dans la taille de la zone plastique entre la face réparée et la face non réparée de la structure.

La valeur de l'intégrale J et la taille de la zone plastique dépendent fortement des propriétés mécaniques de l'adhésif et du patch ainsi que leurs épaisseurs. L'augmentation de l'épaisseur du patch entraîne une stabilisation de l'énergie de rupture en pointe de fissure.

En comportement viscoélastique la performance de la réparation est très affectée du fait que les valeurs de l'intégrale sont trop élevées comparées à celles dans le domaine élastique.

Dans le domaine viscoplastique les contraintes de cisaillement sont plus élevées que celles dans le domaine viscoélastique d'où l'efficacité de la réparation est diminuée dans ce domaine.