

Université MUSTAPHA Stambouli

Mascara



جامعة مصطفى أسطمبولي

معسكر

Faculté des sciences et technologie

Département de Génie Mécanique

Laboratoire de Physique Quantique de la Matière et Modélisations

## THESE DE DOCTORAT DE 3<sup>eme</sup> CYCLE

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Mécanique des Matériaux

Intitulée

### Contribution à l'étude de fatigue des structures endommagées et réparées : analyse et optimisation

*Présentée par : BESSEGHIER El hadj*

Le : 25/07/2019

Devant le jury :

Président	OULD CHIKH El Bahri	Pr	Université M. S. de Mascara
Examineur	BOURAOUI Chokri	Pr	ENI-Sousse- Tunisie
Examineur	MEDDAH Hadj Miloud	Pr	Université M. S. de Mascara
Examineur	BENGUEDIAB Mohammed	Pr	Université de DL-SBA
Encadreur	AID Abdelkrim	Pr	Université M. S. de Mascara
Co-Encadreur	DJEBLI Abdelkader	MCA	Université M. S. de Mascara

Année Universitaire : 2018-2019

## ***Remerciement***

Au terme de ce travail, je voudrais adresser une pensée à tous ceux qui, de quelque manière que ce soit, par un conseil, une idée, un coup de main ou, tout simplement leur amitié, m'ont aidé à le réaliser.

Je tiens à exprimer mes sincères remerciements à mon directeur de thèse monsieur **AID Abdelkrim**, professeur au département de Génie Mécanique de la faculté de Technologie de l'Université Mustafa Stambouli de Mascara et monsieur qui m'a donné l'opportunité d'effectuer ce travail, pour ses conseils scientifiques tout au long de la thèse, sa grande disponibilité, ses encouragements et la confiance qu'il m'a accordée.

Je tiens à remercier, Monsieur **OULD CHIKH El Bahri**, professeur au département de Génie Mécanique de la faculté de Technologie de l'Université Mustafa Stambouli de Mascara, d'avoir accepté de présider le jury.

Je remercie vivement Monsieur **BOURAOUI Chokri**, Professeur au Laboratoire de Mécanique de Sousse de l'Ecole Nationale d'ingénieurs de Sfax (ENIS), **MEDDAH Hadj Miloud**, professeur au département de Génie Mécanique de la faculté de Technologie de l'Université Mustafa Stambouli de Mascara, et **BENGUEDIAB Mohammed**, Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés, qui m'ont fait l'honneur d'avoir examiné ma thèse.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à Monsieur **Dr. DJEBLI Abdelkader**, Maître de conférences à l'Université Mustapha Stambouli de mascara pour ses précieux conseils, son aide et ses encouragements.

Mes remerciements vont également aux doctorants et aux membres du laboratoire (**LPQ3M**) pour leurs aides, leurs soutiens et surtout leurs amitiés.

A vous tous, merci

## **ABSTRACT :**

In this study, the fatigue crack repair techniques, several methods have been proposed so far, (drilling with and without expansion, shot peening, patching, etc.). Depending on the structure, the material and the conditions of service, the choice of the method of repair becomes a problem, since each method has a specific character having its advantages and disadvantages.

The objective of this study is to take stock (state of the art on the repair methods validated in the literature and certified by the control and aeronautical safety organizations), then a very detailed analysis on a reliable method gain in residual life.

This study is composed of two parts; a 3-D finite element analysis was conducted on a thin aluminum plate with a 45 °inclined central crack. A modeling of the bonding repair with composite patch of different shapes was carried out. In addition to the patch shapes studied in the literature, a new butterfly shape was proposed. A length H, a width B and a neck C in the middle define the latter. The main objective is to analyze the effect of patch shape on the rate of decrease of stress intensity factors. This rate is characterized by a coefficient R that combines between the mode I and the mode II of the rupture (KI and KII).

In the second part of this study, the impact of the shape of the crack front was studied on the stress intensity factor and the crack propagation behavior of the aluminum plate, repaired asymmetric by composite patch. As a result, skew degree has a significant impact on the distribution of stress intensity factor along the crack front in thicker plates than thin plates. In addition, the fatigue life was calculated using different factors of average stress intensity factor of the repaired plate determined from crack front obtained from FEM.

**Key words:** Composite patch repair, stress intensity factor, finite elements, aluminum alloy, fatigue life, crack front.

## **RESUME**

Dans le cadre des techniques de réparation des fissures de fatigue, plusieurs méthodes ont été proposées jusqu'ici, (perçage avec et sans expansion, grenailage, patch...). Selon la structure, le matériau et les conditions de service, le choix de la méthode de réparation devient une problématique, puisque chaque méthode revêt un caractère spécifique ayant ses avantages et ses inconvénients.

L'objectif de ce travail est de faire le bilan (état de l'art sur les méthodes de réparations validées dans la littérature et certifiées par les organismes de contrôle et de sécurité aéronautique), puis une analyse bien détaillée sur une méthode fiable en matière de gain en durée de vie résiduelle.

Ce travail est composé de deux parties, une analyse par éléments finis 3D a été réalisée sur une plaque d'aluminium mince avec une fissure centrale inclinée à 45 °. Une modélisation de la réparation du collage d'un patch composite de différentes formes a été réalisée. En plus des formes de patch étudiées dans la littérature, une nouvelle forme de papillon a été proposée. Ce dernier est défini par une longueur H, une largeur B et un col C au milieu. L'objectif principal est d'analyser l'effet de la géométrie des patches sur le taux de diminution des facteurs d'intensité de contraintes.

Dans la deuxième partie de ce travail, l'impact de la forme du front de fissure a été étudié sur le facteur d'intensité de contrainte et le comportement de propagation de fissure de la plaque aluminium, réparé asymétrique par patch composite. En conséquence, le degré de déviation a un impact significatif sur la distribution FIC le long de front de fissure dans des plaques plus épaisses que des plaques minces. En outre, la durée de vie en fatigue a été calculée en utilisant différents facteurs d'intensité de contrainte moyenne de la plaque réparée déterminés à partir de front fissure obtenu à partir de FEM

**Mots clé :** Réparation par patch composite, facteur d'intensité de contraintes, les éléments finis, alliage d'aluminium, la durée de vie, front de fissure.

## المخلص

في إطار تقنيات إصلاح شقوق التعب، تم اقتراح العديد من الطرق حتى الآن، (الحفر مع ودون التوسيع البارد، الرمي بالحبيبات، الترقيع، إلخ). يصبح اختيار طريقة الإصلاح مشكلة ويعتمد ذلك على الهيكل، والمواد وظروف الخدمة، حيث أن لكل طريقة مزاياها وعيوبها.

يتمثل الهدف من هذا العمل في تقييم (التحقق من أحدث أساليب الإصلاح التي تم المصادقة عليها في المؤلفات ومن قبل منظمات مراقبة السلامة الجوية)، ثم تحليلاً تفصيلياً حول طريقة موثوقة للزيادة في الحياة المتبقية.

يتكون هذا العمل من جزأين، تم تنفيذ تحليل العناصر المحدودة ثلاثية الأبعاد على لوحة ألومنيوم رقيقة مع وجود شق مركزي يميل عند 45 درجة. تم تنفيذ نموذج لإصلاح الصفائح بالمواد المركبة المصنوعة بأشكال مختلفة. بالإضافة إلى نماذج التصحيح التي تمت دراستها في الأدبيات، تم اقتراح شكل يشبه الفراشات. يتم تعريف الأخير من خلال طول H، وعرض B والرقبة C في الوسط. الهدف الرئيسي هو تحليل تأثير هندسة التصحيح على معدل الانخفاض في عوامل شدة الإجهاد.

في الجزء الثاني من هذا العمل، تمت دراسة تأثير شكل مقدمة الشق على عامل شدة التوتر وسلوك انتشار الشقوق الخاص بلوحة الألومنيوم، والتي تم إصلاحها غير المتماثلة عن طريق التصحيح المركب. نتيجة لذلك، فإن درجة الانحراف لها تأثير كبير على توزيع FIC على طول جبهة الشق في الصفائح السمكية أكثر من اللوحات الرقيقة. بالإضافة إلى ذلك، تم حساب عمر التعب باستخدام عوامل شدة الإجهاد المتوسطة المختلفة للوحة التي تم إصلاحها والمحددة من جبهة الشق التي تم الحصول عليها من FEM.

**الكلمات المفتاحية:** إصلاح باستعمال الرقع المركبة المصنوعة، عامل شدة الإجهاد، العناصر المنتهية، سبائك الألومنيوم، عمر الخدمة، جبهة الشق.

**Remerciement**

**Résumé**

**Table des matières**

**Liste des figures**

**Liste des tableaux**

**INTRODUCTION GENERALE ..... 1**

**CHAPITRE I GENERALITE SUR LA MECANIQUE DE LA RUPTURE**

**I.1. MECANIQUE DE LA RUPTURE..... 2**

*I.1.1 Introduction..... 2*

*I.1.2 Concentration de contrainte..... 4*

*I.1.3 Taux de restitution d'énergie ..... 5*

*I.1.4 Facteur d'intensité de contrainte..... 5*

*I.1.5 Modes de Rupture..... 5*

*I.1.6 Utilisation de la mécanique linéaire et la mécanique non linéaire de la rupture ..... 8*

*I.1.7 L'estimation de la taille de la zone plastique..... 9*

*I.1.8 j- intégrale ..... 12*

*I.1.9 CTOD « Crack Tip Opening Displacement »: ..... 14*

**I.2 PROPAGATION DE FISSURE PAR FATIGUE ..... 15**

*I.2.1 Introduction..... 15*

*I.2.2 Définition : ..... 15*

*I.2.3 Courbe de Wöhler ..... 16*

*I.2.4 Mécanismes et modèles de fissuration ..... 18*

*I.2.5 Loi de paris..... 19*

*I.2.6. État de contrainte uni axial : ..... 21*

*I.2.7. État de contrainte multiaxial : ..... 23*

*I.2.8 L'effet de la contrainte moyenne ..... 26*

**I.3 Conclusion ..... 28**

**CHAPITRE II LES METHODES DE REPARATION DE FISSURES**

**II.1 INTRODUCTION..... 29**

**II.2 FERMETURE DE FISSURE..... 30**

<i>II.2.1 Méthode d'infiltration</i> .....	30
<i>II.2.2 Réparation par patch composite</i> .....	30
<i>II.2.3 La couture de fissure (Metal crack stitching)</i> .....	31
<i>II.2.4 Revêtement de fissure au laser (Laser Metal Deposition LMD)</i> .....	33
<i>II.2.5 Irradiation par faisceau d'électrons pulses (Pulsed Electron Beam Irradiation) : ....</i>	35
<b>II.3. MODIFICATION GEOMETRIQUE DU FOND DE FISSURE</b> .....	<b>36</b>
<i>II.3.1 Réparation par trou</i> .....	36
<i>II.3.2 Réparation par meulage</i> .....	38
<i>II.3.3 Expansion à froid des trous</i> .....	39
<b>II.4 PLASTIFICATION AU VOISINAGE DE LA FISSURE</b> .....	<b>43</b>
<i>II.4.1 Surchage</i> .....	43
<i>II.4.2. Chauffage ponctuel (Spot Heating) :</i> .....	46
<i>II.4.3 Empreinte de billes</i> .....	47
<i>II.4.4 Grenailage</i> .....	49
1. Le grenailage au laser (Laser Shock Peening LSP).....	49
2. Grenailage au martelage (Hammer Peening HP) : .....	50
3. Grenailage aux billes (Shot Peening SP).....	52

**CHAPITRE III ETAT DE L'ART SUR LA REPARATION PAR PATCH EN  
COMPOSITE**

<b>INTRODUCTION</b> .....	<b>55</b>
<b>III.1. EFFET DE TYPE D'ANALYSE</b> .....	<b>55</b>
<b>III.2. EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH ET DE L'ADHESIF</b> .....	<b>57</b>
<b>III.3 EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES</b> .....	<b>59</b>
<i>III.3.1 Effet des propriétés mécaniques du patch</i> .....	59
<i>III.3.2 Effet des propriétés mécaniques de l'adessif</i> .....	61
<i>III.3.3 L'orientation des fibres du composite</i> .....	63
<i>III.3.4 Le nombre des couches du patch</i> .....	64
<b>III.4 EFFET DE LA FORME DU PATCH</b> .....	<b>66</b>
<b>III.5 EFFET THERMIQUE SUR LA PERFORMANCE DE REPARATION</b> .....	<b>67</b>

**CHPITRE VI MODELISATION NUMERIQUE ET DISCUSSION DES  
RESULTATS**

## **PARTIE A :**

### **L'EFFET DE LA FORME DU PATCH SUR L'EFFICACITE DE REPARATION D'UNE PLAQUE D'ALLIAGE D'ALUMINIUM FISSUREE**

<b>VI.1 INTRODUCTION .....</b>	<b>69</b>
<b>VI.2 VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE.....</b>	<b>69</b>
<i>VI.2.1 Modèle géométrique .....</i>	<i>70</i>
<i>VI.2.2 Propriétés mécaniques .....</i>	<i>71</i>
<i>VI.2.3 Modélisation numérique et conditions aux limites.....</i>	<i>72</i>
<i>VI.2.4 Modélisation par éléments finis .....</i>	<i>73</i>
<b>VI.3 RESULTATS ET DISCUSSION.....</b>	<b>73</b>
<i>VI.3.1 Validation.....</i>	<i>73</i>
<i>VI.3.2 Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée .....</i>	<i>75</i>
<i>VI.3.3 Comparaison entre patch vertical et patch horizontal .....</i>	<i>77</i>
<i>VI.3.4 Comparaison entre les différentes formes de patch.....</i>	<i>78</i>

## **PARTIE B :**

### **LE COMPORTEMENT DE PROPAGATION DES FISSURES DE FATIGUE D'UNE PLAQUE D'ALUMINIUM FISSUREE**

<b>VI.1 INTRODUCTION .....</b>	<b>81</b>
<b>VI.2 VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE.....</b>	<b>81</b>
<i>VI.2.1 Modèle géométrique et propriétés mécaniques .....</i>	<i>81</i>
<i>VI.2.2 Modélisation numérique et conditions aux limites .....</i>	<i>82</i>
<b>VI.3 RESULTATS ET DISCUSSION.....</b>	<b>84</b>
<i>VI.3.1 Validation of the model.....</i>	<i>84</i>
<i>VI.3.2 Distribution des contraintes de Von-Mises sur le front de fissure .....</i>	<i>85</i>
<i>VI.3.3 Résultats de fatigue.....</i>	<i>89</i>
<b>CONCLUSION GENERALE .....</b>	<b>92</b>
<b>REFERENCE</b>	

## **LISTE DES PUBLICATIONS**



## LISTE DES FIGURES

Fig I.1 : Plaque d'Inglis avec trou elliptique .....	4
Fig I.2 : Modes de rupture .....	6
Fig I.3 : Coordonnées polaires provenant de front de fissure. ....	6
Fig I.4 : utilisation de la MLR ou la MNLR.....	9
Fig I.5 : Contours des zones plastiques en mode I, en contraintes planes (CP) et en déformations planes (DP) - trait continu : critère de Von Mises, trait pointillé : critère de Tresca .....	11
Fig I.6 : Contours des zones plastiques en mode II .....	11
Fig I.7 : Contour arbitraire autour de l'extrémité d'une fissure. ....	12
Fig I.8 : Contour " $\Gamma$ " montrant les composantes d'Intégral-J.....	13
Fig I.9 : contour " $\Gamma$ " fermé, avec $\rho \rightarrow 0$ .....	13
Fig I.10 : Définitions du CTOD.....	14
Fig I.11 : Accident ferroviaire .....	15
Fig I.12 : Amplitude de la contrainte par rapport à la durée de vie en fatigue (S x N) des alliages Al 7050-T7451.....	17
Fig I.13 : Courbe d'endurance ou de Wöhler. a) Les métaux ferreux et les métaux non ferreux (b) Les zones de fatigue .....	17
Fig I.14 : plaques d'essai de Paris e Erdogan. [11] .....	19
Fig I.15 : Représentation générale de l'évolution du taux de propagation de fissure en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité des contraintes : $da/dN = f(\Delta K)$ . [12].....	20
Fig I.16 : Cycle de contrainte sinusoïdale [13] .....	21
Fig I.17 : types de sollicitation .....	23
Fig I.18 : Le vecteur unitaire n est référencé dans un système de coordonnées Oxyz par ses coordonnées sphériques $\Theta$ et $\phi$ .....	24
Figure I.19: (a) Vecteur de contrainte normale $t^n$ et vecteur de contrainte de cisaillement $t^t$ agissant sur un plan de matériau $\Delta$ ; (b) Evolution de ces grandeurs de tension agissant sur $\Delta$ lors d'un chargement complexe. ....	25
Fig I.20 : Courbes d'amplitude de contrainte en fonction de la durée de vie en fatigue (S x N) pour différentes valeurs de contrainte moyenne. ....	26
Fig I.21 : Représentation schématique des relations de Goodman, Gerber et Soderberg lorsqu'elles sont tracées dans le diagramme de Haigh.....	27

<b>Fig II.1 broche de couture .....</b>	<b>32</b>
<b>Fig II.2 Description du processus.....</b>	<b>33</b>
<b>Fig II.3 Laser Métal Déposition .....</b>	<b>34</b>
<b>Fig II.4 Position de trou par rapport à fond de fissure .....</b>	<b>36</b>
<b>Fig II.5 Effet de diamètre de trou sur la durée de vie [35] .....</b>	<b>37</b>
<b>Fig II.6 Différents positions de perçage des trous.....</b>	<b>37</b>
<b>Fig II.7 Méthode de meulage, (a) défaut de fissure, (b) réparation par meulage, (c) structure après réparation .....</b>	<b>38</b>
<b>Fig II.8 Position et géométrie de la réparation [42].....</b>	<b>39</b>
<b>Fig II. 9 Facteur de concentration de contrainte en fonction du rayon d'entaille [42]. .....</b>	<b>39</b>
<b>Fig II.10 Mandrins utilisés pour l'expansion .....</b>	<b>40</b>
<b>Fig II.11 Phénomène du processus de l'expansion du perçage [51]......</b>	<b>41</b>
<b>Fig II.12 Nombre de cycles de fatigue à la méthode de la boule et de la méthode de la goupille conique à la rupture à différents niveaux d'expansion [53]......</b>	<b>41</b>
<b>Fig II.13 Effet de degré d'expansion sur la propagation de fissure [57]. .....</b>	<b>42</b>
<b>Fig II.14 Effet du frottement entre le mandrin et la surface du trou sur la distribution de la contrainte résiduelle [56] .....</b>	<b>43</b>
<b>Fig II.15 chargement à amplitude constante en fonction du temps avec une surcharge appliquée à l'instant <math>t_s</math> [67]......</b>	<b>44</b>
<b>Fig II.16 – Evolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles après une surcharge [67]. .....</b>	<b>44</b>
<b>Fig II. 17 Effet du rapport de surcharge [68]......</b>	<b>45</b>
<b>Fig II.18 Effet du nombre de pics de surcharge[68].....</b>	<b>45</b>
<b>Fig II.19 Comparaison entre la technique de surcharge et le chauffage ponctuel [70].....</b>	<b>46</b>
<b>Fig II.20 Effet de position du point de chauffage [70].....</b>	<b>46</b>
<b>Fig II.21 Effet de la chaleur [70] .....</b>	<b>47</b>
<b>Fig II.22 Présentant les courbes d'endurance, montre que la résistance à la fatigue augmente avec la charge de pression.[73].....</b>	<b>48</b>
<b>Fig II.23 Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée.....</b>	<b>49</b>
<b>Fig II.24 Technique de grenailage au laser .....</b>	<b>49</b>

<b>Fig II. 25 Comparaison entre le grenailage au laser et le grenailage aux billes [79].....</b>	<b>50</b>
<b>Fig II.26 Technique de grenailage au martelage .....</b>	<b>51</b>
<b>Fig II.27 Variation du rapport d'aspect de fissure a / c en fonction de a [82].....</b>	<b>52</b>
<b>Fig II.28 Relation entre l'amplitude de contrainte et le nombre de cycles pour déclencher l'initiation [82].....</b>	<b>53</b>
<b>Fig. II.29 Emplacement des régions soumises à grenailier: a) derrière la pointe de fissure, (b) autour de la pointe de fissure, (c) devant la pointe de fissure et (d) adjacente à l'entaille du démarreur [83].....</b>	<b>54</b>
<b>Fig III.1 Valeurs de FIC normalisé en fonction du chargement appliqué pour une géométrie linéaire et non linéaire [86] .....</b>	<b>56</b>
<b>Fig III.2. a) modelé analysé b) Evolution de FIC en fonction des paramètres géométriques (<math>H_p</math> et <math>W_p</math>) du patch [88].....</b>	<b>58</b>
<b>Fig III.3. a) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs de patch b) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs d'adhésif [88].....</b>	<b>58</b>
<b>Fig III.4 Modèle géométrique de la structure patchée pour le mode de rupture II [93].....</b>	<b>59</b>
<b>Fig III.5 Géométrie de la plaque patchée [93] .....</b>	<b>60</b>
<b>Fig III.6 Variation du FIC en fonction de la longueur de fissure [93].....</b>	<b>61</b>
<b>Fig III.7. Effet de module de cisaillement de l'adessif sur les valeurs du FIC [95]. .....</b>	<b>62</b>
<b>Fig III.8. Evolution du FIC en fonction du module de cisaillement de l'adessif [95]. .....</b>	<b>63</b>
<b>Fig III.9. L'effet de l'orientation des fibres d'un patch octogonal sur le FIC [90].....</b>	<b>63</b>
<b>Fig III.10 géométrie et chargement de la structure patchée d'un seul côté [92].....</b>	<b>64</b>
<b>Fig III.11. Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour un plaque réparée et non réparée a) <math>t=2.29</math> mm. b) <math>t=6.35</math>mm. [92] .....</b>	<b>65</b>
<b>Fig III.12 Évolution du FIC en fonction de l'angle d'inclinaison <math>\beta^\circ</math> pour différentes formes de patch [100].....</b>	<b>66</b>
<b>Fig III.13. Modèle géométrique [101] .....</b>	<b>67</b>
<b>Fig III.14. Comparaison du FIC en fonction de la longueur de fissure entre <math>\Delta T=0^\circ</math> et <math>\Delta T=100^\circ</math> [101] .....</b>	<b>68</b>
<b>Fig.VI.1 – la géométrie du modèle étudié [103], (Dimension en mm).....</b>	<b>70</b>
<b>Fig.VI.2 : Différentes formes de patches: a) circulaire, b) rectangulaire, c) elliptique, d) carrée, e) octogonale et f) en forme de papillon.....</b>	<b>71</b>
<b>FigVI.3 - La géométrie du patch en forme de papillon .....</b>	<b>72</b>

<b>Fig.VI.4 : Les deux configurations étudiées du patch composite en forme de papillon proposé : a) le modèle FE de la configuration verticale et b) le modèle FE de la configuration horizontale...</b>	<b>73</b>
<b>Fig VI.5.a. Comparaison entre les résultats du FIC obtenu avec les résultats de littérature variation de <math>K_I</math> .....</b>	<b>74</b>
<b>Fig.VI.5.b. Comparaison entre les résultats du FIC obtenu avec les résultats de littérature variation de <math>K_{II}</math> .....</b>	<b>74</b>
<b>Fig.VI.6.a. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée .Variation de <math>K_I</math> .....</b>	<b>75</b>
<b>Fig.VI.6.b. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée .Variation de <math>K_{II}</math> .....</b>	<b>76</b>
<b>Fig.VI.7. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée. Variation de <math>K_{eff}</math> .....</b>	<b>77</b>
<b>Fig.VI.8. Variations du FIC par rapport aux longueurs H de patch en forme de papillon a) variation <math>K_I</math> pour les positions horizontale et verticale b) variation <math>K_{II}</math> pour les positions horizontale et verticale. ....</b>	<b>77</b>
<b>Fig.VI.9. Variations du facteur R par rapport aux longueurs H de patch en forme de papillon.</b>	<b>78</b>
<b>Fig.VI.10. Variation du paramètre de performance R en fonction de la surface pour différentes formes de patch.....</b>	<b>80</b>
<b>Fig.VI.11 Modèle géométrique de plaque fissuré central réparé. ....</b>	<b>82</b>
<b>Fig.VI.12 (a) différentes inclinaisons du front de fissure. (b) Modèle d'éléments finis montrant la configuration de la fissure .....</b>	<b>83</b>
<b>Fig.VI.13 Modèle d'éléments finis en maille de la plaque réparée. (a) <math>t = 2,29</math> mm, (b) <math>t = 6,35</math> mm et (c) raffinement près de la fissure. ....</b>	<b>84</b>
<b>Fig.VI.14 Comparisons des résultats d'éléments finis avec les données expérimentales sur la résistance à la fatigue des plaques réparées. (a) <math>t = 2,29</math> mm (b) <math>t = 6,35</math> mm. ....</b>	<b>85</b>
<b>Fig.VI.15 Distribution des contraintes de Von-Mises sur le front de fissure pour la plaque réparée. (a) <math>t = 2,29</math> mm (b) <math>t = 6,35</math> mm. ....</b>	<b>86</b>
<b>Fig.VI.16 Distribution des contraintes de Von-Mises (MPa) en front de fissure.....</b>	<b>87</b>
<b>Fig.VI.17 Facteurs d'intensité de contrainte le long du front de fissure pour différentes épaisseurs. (a) <math>t = 2,29</math> mm (b) <math>t = 6,35</math> mm. ....</b>	<b>87</b>
<b>Fig.VI.18 (a) Forme du front de fissure obtenue par propagation des fissures de fatigue de plaques réparées (b) Comparaison des formes de front de fissure normalisées entre des panneaux réparés de 2,29 mm et 6,35 mm d'épaisseur [105]. ....</b>	<b>88</b>
<b>Fig.VI.19 Facteurs d'intensité de contrainte moyenne en fonction de l'inclinaison de l'angle dans le plan de la fissure pour différentes épaisseurs .....</b>	<b>89</b>
<b>Fig.VI.20 Comparaison de la durée de vie en fatigue entre les résultats expérimentaux et les valeurs prédites à l'aide de résultats FEM moyens: (a) <math>t = 2,29</math> mm (b) <math>t = 6,35</math> mm. ....</b>	<b>90</b>

## **LISTE DES TABLEAUX**

<b>Table II.1 Paramètres de soudage pour Ti6Al4 la gorge en V et U avec des parois latérales inclinées [32].....</b>	<b>34</b>
<b>Table II.2 Paramètres de soudage pour CrNi-Acie [32]. .....</b>	<b>35</b>
<b>Table II.3 Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation [75]. .....</b>	<b>48</b>
<b>Table III.1 Dimensions et propriétés des matériaux [93].....</b>	<b>60</b>
<b>Table III.2 Dimensions de la plaque, l'adhésif et les couches du patch [92]. .....</b>	<b>65</b>
<b>Table III.3 Propriétés élastiques et thermiques des matériaux. [101] .....</b>	<b>67</b>
<b>Table VI.1 - Les propriétés des matériaux utilisés dans cette étude sont comme suit .....</b>	<b>71</b>
<b>Table VI.2 – Dimension de patch papillon proposé.....</b>	<b>79</b>
<b>Table VI.3 (R) comparaison de valeur pour différentes formes et surfaces .....</b>	<b>79</b>
<b>Table VI.4 Dimensions du panneau, de la couche adhésive et du patch.....</b>	<b>82</b>
<b>Table VI.5 Propriétés des matériaux. ....</b>	<b>82</b>
<b>Table VI.6: Constantes de matériau en lois de paris pour les plaques d'aluminium [105].....</b>	<b>84</b>

## INTRODUCTION GENERALE

Le développement des matériaux dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux : aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical, etc. Les structures peuvent être soumises à des impacts à basses vitesses qui sont souvent de nature accidentelle. Les endommagements engendrés peuvent se propager jusqu'à une rupture prématurée de la structure. Cependant, dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures complexes ne permet pas l'échange systématique des éléments endommagés. On peut alors envisager la réparation partielle comme une bonne alternative économique et mécanique. Parmi les méthodes de réparation partielle, nous avons choisi la méthode de la réparation par collage de patches externes. Ici le transfert des efforts mécaniques est assuré par les joints collés tels que la plaque fissurée et le patch.

Actuellement les industries aéronautiques s'intéressent beaucoup à cette solution mais son application se limite seulement aux structures secondaires à cause du manque de confiance accordée à cette technologie.

L'objectif principal de ce travail est l'analyse de l'influence de la forme du patch sur la performance de réduction du facteur d'intensité de contrainte. ensuite on propose une forme et compare leur performance à la réparation par rapports aux autres formes. Cette performance s'imposera par la réduction de l'intensité des contraintes tout en gardant un volume du patch acceptable.

La deuxième objectif de ce travail, est étudié l'impact de la forme du front de fissure sur le facteur d'intensité de contrainte et le comportement de propagation de fissure de la plaque aluminium, réparé asymétrique par patch composite.

Afin de mener à bien ce travail nous avons divisé le travail comme suit :

- Le premier chapitre présente des notions générales sur la mécanique de la rupture.
- Le second chapitre décrit les différentes méthodes de réparation des fissures.
- Le troisième chapitre présente état de l'art sur la réparation par patch en composite.
- Le dernier chapitre décrit la modélisation numérique et discussions des résultats obtenus.

## **I.1. MECANIQUE DE LA RUPTURE**

### **I.1.1 Introduction**

La mécanique de la rupture est une discipline d'ingénierie qui quantifie les conditions dans lesquelles un solide sous charge peut s'effondrer en raison de la propagation d'une fissure préexistante. Pour la compréhension correcte du processus de fissuration, des concepts liés à la description correcte du processus de déformation des solides, ainsi que d'autres, liés aux mécanismes physiques locaux, sont nécessaires. Cependant, étant donné que différents matériaux ont des mécanismes physiques de déformation différents, il existe différents modèles de rupture qui doivent être appliqués pour décrire la fissure de manière adéquate [1]. Avant la connaissance des principes de la Mécanique de la Rupture, l'élaboration des projets en général était strictement basée sur les critères de résistance, l'adoption de facteurs de sécurité élevés étant une pratique courante qui masquait l'action d'éventuelles fautes ou changements de géométrie. Sur la force des structures. Cependant, au début du vingtième siècle, la pratique de l'utilisation de facteurs de sécurité élevés ne réussit plus à empêcher l'endommagement structurel, en particulier dans les zones de grands systèmes complexes tels que l'industrie navale. Des 1901, l'endommagement soudain du navire « Cobra » en deux parties (considéré jusqu'alors le plus rapide dans le monde) a commencé une série d'accidents similaires, sans défauts de conception ont été trouvés pour justifier de tels accidents. Il est devenu clair que les concepts de stress classique et de la souche développée par Hooke et d'autre jeune Cauchy, ne suffisent pas à prédire l'endommagement de la structure [2].

Toujours au quinzième siècle, Léonard Da Vinci a vérifié par une analyse expérimentale à l'aide de câbles d'acier que les dimensions du corps et les éventuelles failles (petites fissures) dans le matériau affectaient sa résistance. Dans ces essais, Da Vinci a obtenu une relation inverse entre la résistance et la longueur des câbles, pour des diamètres constants. La perception du facteur de concentration des contraintes provient du travail d'Inglis, vers 1913. C'était la première preuve que des défauts localisés pouvaient provoquer une élévation locale dans le champ de contrainte.

Cependant, l'étude scientifique formelle de la Mécanique de la Rupture était initialement basée sur les recherches de Griffith au début des années 1920. Ses expériences expérimentales sur la fibre de verre déterminèrent les premières relations quantitatives entre la taille et la résistance des fissures. Afin d'expliquer la dépendance de la résistance avec l'échelle, Griffith a proposé un critère énergétique, dans lequel le concept d'énergie de surface a été introduit dans

le bilan énergétique, comme énergie associée à la création d'une nouvelle surface pendant le processus de rupture [3]. En appliquant ce concept au résultat obtenu par Inglis pour une plaque uniformément étirée avec une fissure elliptique, Griffith a obtenu une expression de tension inversement proportionnelle à l'étendue de la fissure [4] :

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi a}} \quad \text{I.1}$$

Où  $\gamma$  est la nouvelle Longueur de fissure,  $E$  est le module d'élasticité,  $a$  est le demi-axe de fissure.

Basé sur les principes de l'énergie, Griffith a été le premier à développer une théorie rationnelle de la mécanique de la rupture, qui relie les conditions spécifiques sur lesquelles la propagation de la fissure devient stable. Griffith a supposé que la propagation de la fissure dans le matériau de rupture fragile se produit lorsque l'énergie fournie à la pointe de la fissure est égale ou supérieure à l'énergie nécessaire pour créer de nouvelles faces de la fissure.

Dans les années 30 et 40, des solutions mathématiques ont été développées pour les milieux élastiques, en utilisant des méthodes utilisant des variables complexes, pour les domaines de contrainte et de déformation dans les régions proches de l'extrémité de la fissure. En ce sens, les œuvres de Willians et Westergard [5] se distinguent.

L'expression 1.1 se rapporte à des matériaux linéairement élastiques, c'est-à-dire qu'elle ne représente pas la majorité des matériaux utilisés en ingénierie qui sont des matériaux ayant des caractéristiques de ductilité. A travers l'exposition d'Erwin (1948) et d'Orowan (1948), l'équation 1.1 peut être modifiée en ajoutant des caractéristiques de matériaux élasto-plastiques qui sont l'énergie plastique  $\gamma_p$ .

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E(\gamma_s + \gamma_p)}{\pi a}} \quad \text{I.2}$$

Erwin, à la fin des années 1940, était responsable de faire de la Mécanique des ruptures un outil supplémentaire pour évaluer l'intégrité structurelle, lui donnant un «statut» similaire à celui de la Résistance des Matériaux dans les applications d'Ingénierie. Son travail, fortement lié à l'industrie de la construction navale, marque le début de la mécanique de la rupture du point de vue de l'utilisation. Selon Anderson [5], la compréhension de la forme de rupture des



matériaux et la capacité à éviter de tels endommagements ont considérablement augmenté après la seconde guerre mondiale.

### I.1.2 Concentration de contrainte

Inglis [6] a été le précurseur dans les études de la quantification des effets des concentrations de contrainte sur les trous elliptiques dans les plaques. Il a obtenu des expressions qui déterminent les contraintes à la fin de l'entaille, c'est-à-dire dans la direction du plus grand demi-axe "a", comme le montre la fig I.1.

La contrainte à l'extrémité de l'entaille est exprimée par l'équation I.3 :

$$\sigma_c = \sigma \left(1 + 2\sqrt{\frac{a}{\rho}}\right) \quad \text{I.3}$$

Où  $\sigma_c$  est la contrainte la plus élevée agissant sur le bord du trou à l'extrémité de l'axe  $2a$ ,  $\sigma$  est la contrainte nominale qui applique à plaque dans une direction perpendiculaire au demi-axe "a",  $\rho$  soit le rayon de courbure ( $b^2 / a$ ).

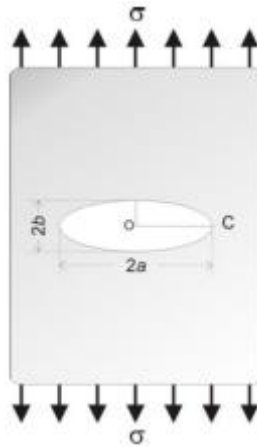


Fig I.1 : Plaque d'Inglis avec trou elliptique

A partir de l'expression 1.3, on observe une contrainte maximale à l'extrémité de l'entaille. La concentration de contrainte est d'autant plus grande que le rayon de courbure de l'ellipse " $\rho$ " est petit, c'est-à-dire lorsque le demi-axe  $b \rightarrow 0$  caractérise une fissure idéale ( $\rho \rightarrow 0$ ). Lorsque le rayon de courbure ( $\rho$ ) diminue, l'ellipse approche géométriquement une fissure avec les faces coïncidentes et, en observant l'équation ci-dessus, on conclut que la contrainte de traction maximale devient très grande à l'extrémité de la fissure.

### I.1.3 Taux de restitution d'énergie

Le taux de restitution d'énergie correspond à l'effet suivant :

$$E_p = E_D + T \quad \text{I.4}$$

Où  $E_p$  énergie potentiel,  $E_D$  énergie de déformation et  $T$  le travail.

L'expression dit que l'augmentation de la fissure tend à dissiper l'énergie de la déformation, et par conséquent réduit également l'énergie potentielle. Le dissipateur de l'énergie de déformation résulte donc des contraintes de traction qui ne sont pas transmises aux faces de la fissure, donc ces faces restent non chargées. Ensuite, la quantité de matière déchargée dans la partie fissurée augmente à mesure que la fissure augmente.

Cet effet est quantifié par le taux de restitution de l'énergie potentielle élastique, exprimé par l'équation suivante :

$$G = -\frac{\partial E_p}{\partial A} \quad \text{I.5}$$

Où  $G$  est le taux de restitution de l'énergie potentielle élastique stockée,  $E_p$  l'énergie potentielle et  $A$  la surface.

Le taux de restitution est une propriété de la partie fissurée et permet de quantifier la fissure.

Pour la valeur critique  $G_C$ , qui correspond à la ténacité, est une propriété mécanique du matériau.

### I.1.4 Facteur d'intensité de contrainte

Le facteur d'intensité de contrainte (FIC) est un paramètre très important dans la propagation de fissures. Williams et Erwin ont publié un travail indépendant et ont obtenu le même résultat. Le concept quantifie le champ des contraintes autour d'une fissure dans une pièce élastique essentiellement linéaire.

Le FIC a été facilement accepté par l'industrie aéronautique en raison d'accidents survenus en 1953 et 1954 avec deux avions Comet. Ayant pour cause la propagation soudaine et instable d'une fissure par fatigue, ces accidents ont engendré la perte totale d'avions et la mort de tous les passagers.

### I.1.5 Modes de Rupture

Les charges de services présentes dans les structures fissurées ont trois formes de mouvements dénommés modes, qui sont liés à la forme d'application de ces charges ou contrainte (fig I.2).

- **Mode I** - traction, le plus important et dangereux qui reflète la rupture de la grande majorité des pièces fissurées.
- **Mode II** -coupe, cisaillement plan se produit dans le plan et perpendiculaire à l'extrémité de la fissure.
- **Mode III** - le cisaillement anti-plan parallèle au plan et l'extrémité de la fissure

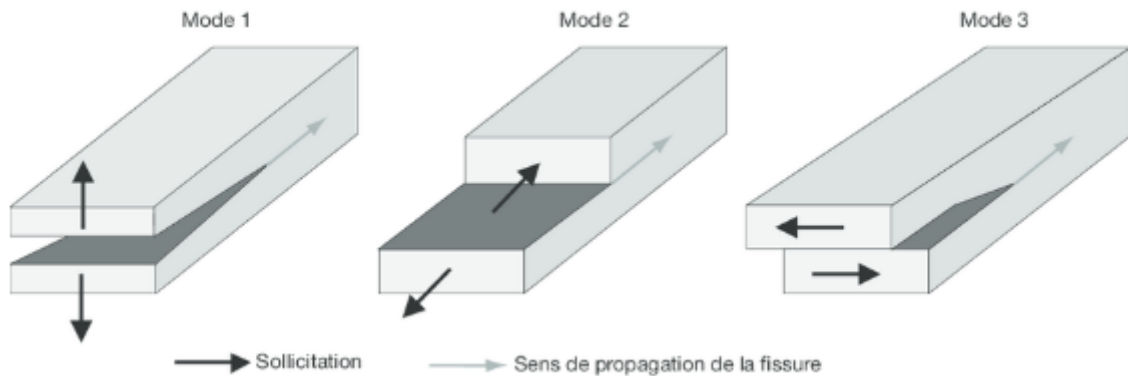


Fig I.2 : Modes de rupture

La combinaison de ces modes de propagation de fissure peut résoudre les problèmes de déformation de la pointe de fissuration. Il faut souligner que dans ces modes, des champs de contraintes sont assignés au voisinage de la fissure, caractéristique de chaque demande de pièce.

Pour chaque mode, il existe un facteur de contrainte associé. Pour le mode I, il existe un facteur d'intensité  $K_I$ , pour le mode II -  $K_{II}$ , pour le mode III -  $K_{III}$ . Etant donné que la ténacité est quantifiée par  $K_{IC}$  qui correspond à une propriété mécanique du matériau.

Connaissant les facteurs d'intensité de contrainte liés à l'application de charges, on peut conceptualiser le champ de traction à l'extrémité de la fissure qui nécessite la définition d'un axe de coordonnées polaires, l'origine des axes étant l'avant de la fissure (fig I.3) .

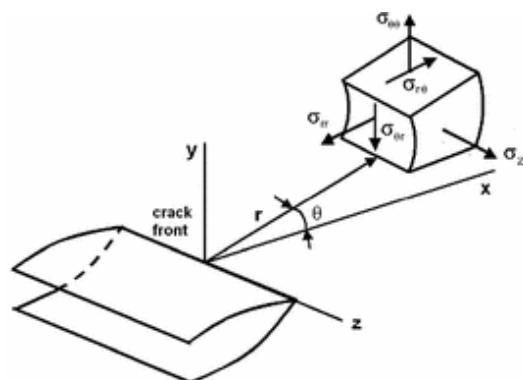


Fig I.3 : Coordonnées polaires provenant de front de fissure.

En référence à la fig I.3 , le matériau étant élastique et fissuré, le champ de contrainte peut être exprimé par la formule suivante:

$$\sigma_{ij} = \left(\frac{\sigma}{\sqrt{r}}\right) f_{ij}(\theta) + \sum_{m=0}^{\infty} A_m r^{m/2} g_{ij}^{(m)}(\theta) \quad \text{I.6}$$

Où r : distance radiale de l'extrémité de fissure et  $\theta$  angle indiquée sur la fig,  $\sigma_{ij}$  contrainte,  $\sigma$  constante liée à FIC ( $K = \sigma\sqrt{\pi a}$ ) et  $f_{ij}$  fonction de  $\theta$ .

Le champ de traction et de déplacement représenté sur la fig I.3, à une distance radiale r de l'extrémité de fissure est représentée pour le mode I (traction) par les formules suivantes.

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad \text{I.7}$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad \text{I.8}$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(\sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) \quad \text{I.9}$$

De même, le domaine des contraintes linéaires élastiques autour de la fissure peut être exprimé pour le mode II et le mode III.

Pour le mode II

$$\sigma_x = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left\{ -\sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) \right\} \quad \text{I.10}$$

$$\sigma_y = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left( \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \quad \text{I.11}$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left\{ \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \right\} \quad \text{I.12}$$

Pour le mode III

$$\tau_{xz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \left( -\sin \frac{\theta}{2} \right) \quad \text{I.13}$$

$$\tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \left( \cos \frac{\theta}{2} \right) \quad \text{I.14}$$

En analysant les formules exprimées précédemment, on remarque que le champ de la contrainte dépend du FIC et d'une fonction dépendante de  $\theta$  pour chaque mode.

Le facteur d'intensité de contrainte pour tout mode est exprimé en général :

$$K = \sigma\sqrt{\pi a}f \quad \text{I.15}$$

Où : K est le facteur d'intensité de contrainte pour tout mode,  $\sigma$  : contrainte nominale appliquée à la pièce, a : la longueur de la fissure, f : fonction l'influence de la géométrie de la pièce et de la fissure.

Il existe une vaste liste d'expressions K publiées dans la littérature actuelle. Par exemple, selon Castro et Meggiolaro [7], le FIC pour les plaques  $h/w > 1$  (h = la moitié de la longueur, w = largeur) soumis à une contrainte normale et perpendiculaire au plan de la fissure peut être calculé par :

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \left[ 0,752 + 2,02 \frac{a}{w} + 0,37 \left( 1 - \sin \frac{\pi a}{2w} \right)^3 \right] \cos^{-1} \frac{\pi a}{2w} \sqrt{\frac{2w}{\pi a} \tan \frac{\pi a}{2w}} \quad \text{I.16}$$

Il y a une relation entre K et G :

$$G_I = \frac{k_I^2}{E'} \quad , \quad G_{II} = \frac{k_{II}^2}{E'} \quad , \quad G_{III} = \frac{k_{III}^2}{EG} \quad \text{I.17}$$

Avec  $E' = E / (1-\nu^2)$  dans la déformation plan et  $E' = E$  dans le contrainte plan, où E est le module d'élasticité,  $\nu$  le coefficient de Poisson et G le module de cisaillement.

Dans les cas généraux où la charge induit l'utilisation de  $K_I$ ,  $K_{II}$ ,  $K_{III}$ , le taux de restitution, il s'agit d'une grandeur d'échelle, en ajoutant le taux de restitution pour chaque mode I, II et III.

$$G = \frac{k_I^2}{E'} + \frac{k_{II}^2}{E'} + \frac{k_{III}^2}{EG} \quad \text{I.18}$$

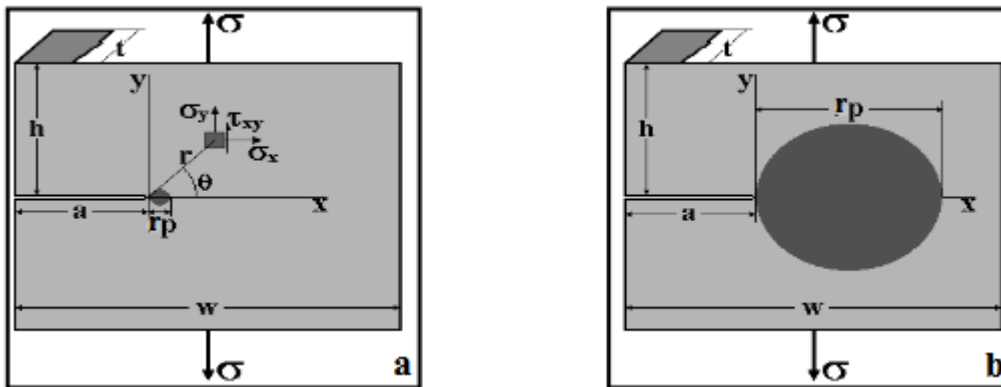
### I.1.6 Utilisation de la mécanique linéaire et la mécanique non linéaire de la rupture

Les matériaux couramment utilisés dans les structures ne sont ni linéaires ni élastiques lorsque les contraintes sont très élevées. Les fissures réelles et stables ont toujours une région non linéaire à l'extrémité de la fissure appelée  $r_p$ , zone de plastique, zone non linéaire. Cependant, cette zone peut être ignorée et utiliser les paramètres pour la région élastique linéaire (LE) où la mécanique linéaire de la rupture MLR peut être utilisée sans préjudice de la stabilité de l'analyse de la fissure. Les Mécanismes de rupture élastique linéaire limitent leur utilisation aux matériaux avec une zone plastique si petite.

Selon Castro [7]: c'est par la taille du  $r_p$  que les plastiques du MLR sont validés, si  $r_p$  est petit par rapport aux dimensions de la pièce,  $K_I$ ,  $K_{II}$  et / ou  $K_{III}$  peuvent être utilisés pour

prédire les effets des fissures. Mais si  $r_p$  est grand, les paramètres élastiques  $K_I$ ,  $K_{II}$ , et / ou  $K_{III}$  ne peuvent pas bien décrire les effets de la fissure dans laquelle  $r_p$  est faible  $r_p \ll (a, b, W-a)$ , où « a » Taille de fissure « h » la distance la plus courte entre l'extrémité de la fissure et le bord de la plaque « W-a » non fissurée de la pointe de la fissure, la fig I.4.

Cependant, les matériaux utilisés dans la pratique ont une haute ténacité, ce qui génère une grande  $r_p$  (zone plastique), invalidant certaines prédictions de la MLR, de cette exigence la mécanique non linéaire de la rupture (MNLN) est utilisée. La celle-ci a des critères pour analyser les ruptures de structures tenaces, telles que : Integral-J et COTD (*crack tip opening displacement*), déplacement d'ouverture de fissure. Ces critères décrivent les conditions de la fissure pour les matériaux à caractéristiques élasto-plastiques et peuvent être utilisés comme critères de rupture. Cependant, son utilisation ne doit pas être négligée, car la base théorique n'est pas triviale de la MNLN.



(a) MLR:  $r_p \ll (a, b, W-a)$

(b) MNLN:  $r_p < X < (a, b, W-a)$

Fig I.4 : utilisation de la MLR ou la MNLN

### I.1.7 L'estimation de la taille de la zone plastique

L'approche la plus simple est celle d'Erwin. Cet auteur considère, en première approximation, que le contour de la zone plastique correspond au lieu des points où les contraintes atteignent la limite d'élasticité du matériau. Ce qui conduit à :

$$\sigma_y(r, \theta = 0) = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} = \sigma_E \quad \text{I.19}$$

D'où

$$r_E = \frac{1}{2\pi} \left( \frac{K_I}{\sigma_E} \right)^2 \quad \text{I.20}$$

$$r_p = \frac{1}{\pi} \left( \frac{K_I}{\sigma_E} \right)^2 = 2r_E \quad \text{I.21}$$

Où  $\sigma_e$  est la limite d'élasticité en traction simple  $\sigma_y$  donnée par 1.8 en mode I,  $r_E$  le rayon de la zone élastique et  $r_p$  le rayon de la zone plastique.

Le calcul de la zone plastique par les deux critères de plasticité les plus utilisés ceux de Von Mises et de Tresca conduit à des contours écrits sur la fig suivante.

$$\text{Critère de Von Mises} \quad (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2\sigma_E^2 \quad \text{I.22}$$

$$\text{Critère de Tresca} \quad \text{Max}(\sigma_i - \sigma_j) = \sigma_E \quad \text{I.23}$$

• **Mode I :**

- **Contrainte plane :**

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_0^2} \left[ 1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] \quad \text{Von mises} \quad \text{I.24}$$

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[ \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \right]^2 \quad \text{I.25}$$

- **Déformation plane :**

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_0^2} \left[ \frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1 - 2\nu)^2 (1 + \cos \theta) \right] \quad \text{Von mises} \quad \text{I.26}$$

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \left[ 1 - 2\nu + \sin \frac{\theta}{2} \right]^2 \quad \text{si } 0 \leq \theta \leq 2\text{Arc sin}(1 - 2\nu) \quad \left. \begin{array}{l} \text{I.27} \\ \text{Tresca} \end{array} \right\}$$

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \quad 2\text{Arc sin}(1 - 2\nu) \leq \theta \leq \pi \quad \left. \begin{array}{l} \text{I.28} \\ \text{Tresca} \end{array} \right\}$$

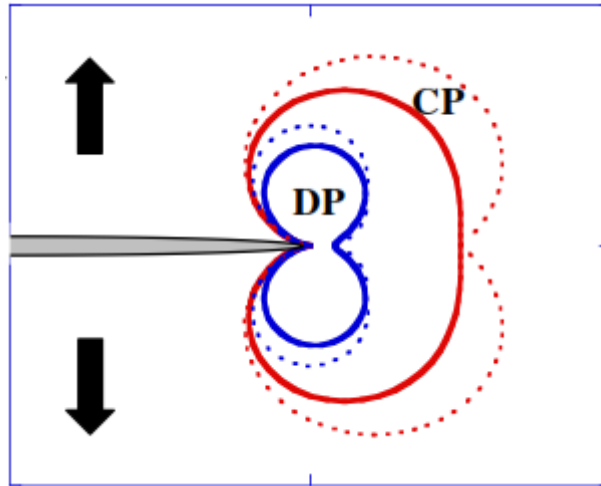


Fig I.5 : Contours des zones plastiques en mode I, en contraintes planes (CP) et en déformations planes (DP) - trait continu : critère de Von Mises, trait pointillé : critère de Tresca

- **Mode II**

- **En contrainte plane :**

$$r_p(\theta) = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[ 3 - 8\sin^2 \frac{\theta}{2} + 9\sin^4 \frac{\theta}{2} \right] \quad \text{Von Mises} \quad \text{I.29}$$

- **En déformation plane :**

$$r_p(\theta) = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[ 3 - (8 + 4\nu - 4\nu^2) \sin^2 \frac{\theta}{2} + 9\sin^4 \frac{\theta}{2} \right] \quad \text{Von Mises} \quad \text{I.30}$$

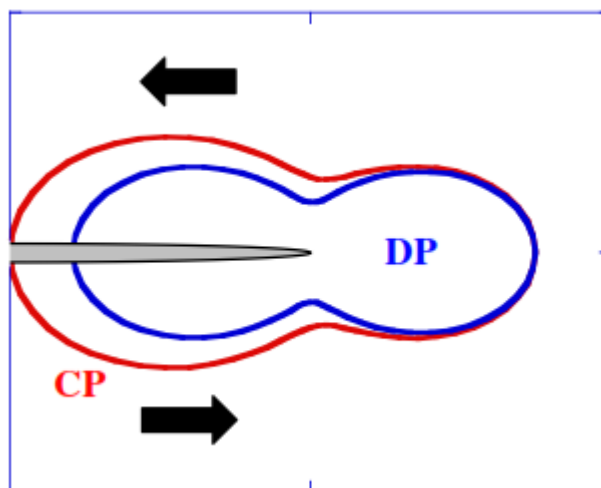


Fig I.6 : Contours des zones plastiques en mode II

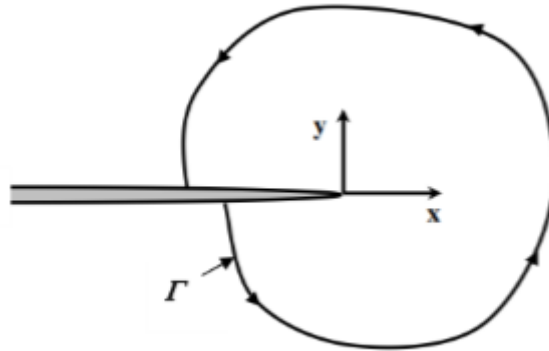


- En mode III :

$$r_p(\theta) = \frac{3K_m^2}{2\pi\sigma^2 E} \quad \text{ne dépend pas de } \theta \quad \text{I.31}$$

### I.1.8 j- intégrale

L'Integral-J peut être défini comme étant une ligne intégrale autour de l'extrémité d'une fissure, invariant pour tout chemin utilisé puisqu'il commence dans la face inférieure et se termine dans la face supérieure de la fissure, comme le montre la fig I.7, représentée par les flèches dans le sens anti-horaire.



**Fig I.7 : Contour arbitraire autour de l'extrémité d'une fissure.**

Integral-J est défini par rapport à un axe de coordonnées qui a son origine dans le fond d'une fissure, comme le montre la fig, de sorte que l'expression de J est donnée par l'expression

$$J = \int_{\Gamma} \left( w dy - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x} ds \right) \quad \text{I.32}$$

Où  $\Gamma$  est un contour d'intégration entourant l'extrémité de la fissure (fig I.8),  $ds$  l'élément de longueur sur  $\Gamma$ ,  $T_i$  et  $u$  les composantes du vecteur contrainte et du vecteur déplacement en un point de  $\Gamma$ . La densité d'énergie de déformation  $w$  est définie quant à elle par :

$$w = \int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad \text{I.33}$$

Où  $\sigma_{ij}$  et  $\varepsilon_{ij}$  sont les composantes des tenseurs de contraintes et de déformations au point courant sur le contour  $\Gamma$ .

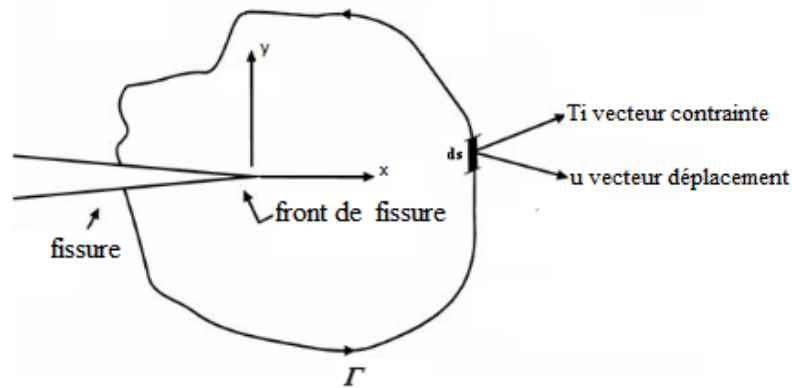


Fig I.8 : Contour "  $\Gamma$  " montrant les composantes d'Intégral-J.

• **Intégral-J a les propriétés suivantes :**

- Intégral  $J = J_1 + J_2 + J_3 + J_4 = 0$ , pour tout chemin  $\Gamma$  fermé qui ne contient pas ou se termine dans une fissure, où  $J_1$  est représenté par le chemin  $\Gamma_1$ ,  $J_2$  représenté par le chemin  $\Gamma_2$ ,  $J_3$  représenté par le chemin  $\Gamma_3$  et  $J_4$  représenté par le chemin  $\Gamma_4$ , Fig I.9 ;
- La valeur de  $J$  est indépendante du chemin autour de la fissure, lorsqu'elle implique une fissure.
- $J = -\frac{\partial E_p}{\partial A}$  donc Intégrale  $-J$  est le taux de restitution d'énergie potentielle, de sorte qu'il peut être utilisé pour étendre le concept du taux de décharge élastique au cas élasto-plastique.
- Intégral-J ne dépend pas de la façon d'effectuer l'analyse de la ténacité près de l'extrémité de la fissure, ceci est dû au fait qu'en effectuant une analyse de la ténacité dans les régions les plus éloignées du fond d'une fissure, la même valeur d'Intégral-J était obtenue dans les régions proches de l'extrémité de la fissure

De l'avant-dernière note de propriété l'Intégral-J est numériquement égal au taux de restitution dans la MLR, il est donc également lié au facteur d'intensité de la tension.

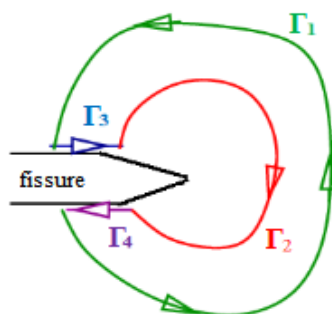


Fig I.9 : contour "  $\Gamma$  " fermé, avec  $\rho \rightarrow 0$

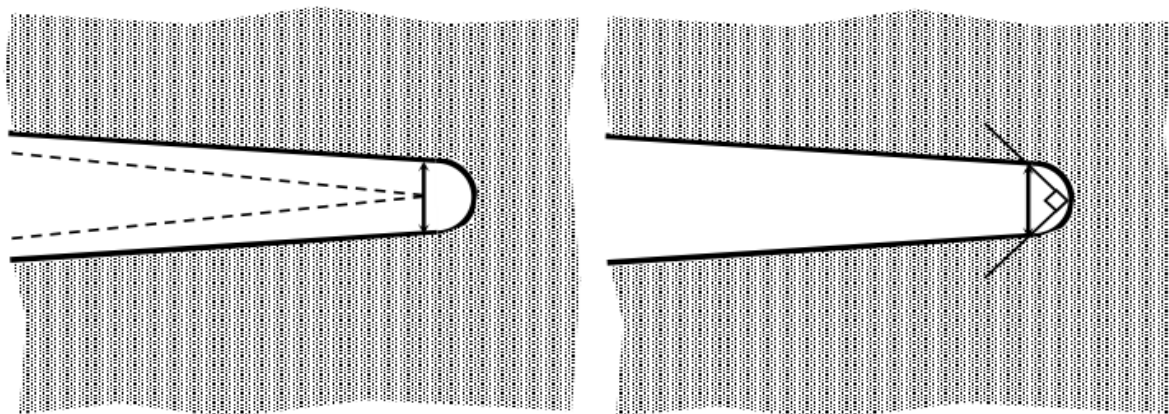
### I.1.9 CTOD « déplacements d'ouverture fissurent »:

Wells, proposa en [8] le déplacement à fond de fissure ou CTOD « Crack Tip Opening Displacement » - comme paramètre alternatif dans le cas de plastification importante (comme par exemple, pour les matériaux très ductiles). Plusieurs définitions ont été proposées pour le CTOD. Les deux définitions les plus communément utilisées sont représentées sur la fig. La première utilise le déplacement à l'extrémité de la fissure initiale, c'est à dire de longueur non corrigée (fig I.10.a). La seconde définition, illustrée sur la fig I.10.b, considère le déplacement à l'intersection des deux côtés d'un angle droit issu du fond de la fissure émoussée. Cette dernière définition, couramment utilisée dans les calculs par la MEF, a été suggérée par Rice. On peut noter que les deux définitions sont équivalentes lorsque l'émoussement de l'extrémité de la fissure est de forme semi circulaire.

Le modèle de Dugdale-Barenblatt [9] suppose un état de contraintes planes et un matériau élasto-plastique parfait c'est à dire sans consolidation. La relation plus générale entre le CTOD  $\delta$  et le FIC  $K$  est de la forme :

$$\delta = \frac{K_I^2}{m\sigma_E E} = \frac{G}{m\sigma_E} \quad \text{I.34}$$

Où  $m$  est un coefficient sans dimension égale 1 en contraintes planes et 2 en déformations planes.



a) Déplacement à l'extrémité initiale      b) Déplacement à l'intersection d'angle droit

**Fig I.10 : Définitions du CTOD.**

## I.2 PROPAGATION DE FISSURE PAR FATIGUE

### I.2.1 Introduction

Depuis le milieu du dix-neuvième siècle, les scientifiques et les ingénieurs ont contribué de manière significative à la compréhension du phénomène de la fatigue dans un large éventail des matériaux. La première enquête détaillée pour comprendre le phénomène dans les métaux a été menée en 1842 après un accident ferroviaire près de la ville de Versailles, en France. La cause de cet accident était une défaillance de l'essieu avant de la locomotive. Entre 1852 et 1869, le chercheur allemand Wöhler a mené des enquêtes systématiques sur les défaillances des roues de chemin de fer. Ses travaux ont permis de caractériser le comportement à la fatigue des métaux en termes d'amplitude de contrainte en fonction de la durée de vie en fatigue et du concept de limite de résistance à la fatigue.



Fig I.11 : Accident ferroviaire

### I.2.2 Définition :

La fatigue est une défaillance mécanique (défaillances causées par des charges de service) qui génère et propage progressivement des fissures causées par l'application répétée de charges variables. L'analyse de la propagation des fissures de fatigue doit contenir des paramètres peut affecter la résistance des composants structuraux, tels que : la géométrie, le type de chargement, les propriétés du matériau, l'analyse des contraintes et des fissures et l'accumulation éventuelle de dommages. Les paramètres liés à la géométrie de la structure influencent à FIC et la contrainte, la charge contribue à l'état de contrainte et le rapport entre les FIC maximum et minimum. Les propriétés mécaniques montrent le comportement du matériau. Par conséquent, chaque paramètre affecte de manière décisive la propagation de la

fissure, et donc lors de la modélisation et de la prédiction du comportement de la propagation de la fissure, elle doit être précise et attribuée à chaque paramètre son importance.

### I.2.3 Courbe de Wöhler

Si l'échantillon d'essai d'un matériau ou d'un composant d'une structure est soumis à des cycles des contraintes suffisamment sévères, une fissure de fatigue ou d'autres dommages peuvent se développer, entraînant une défaillance du matériau. Si le test est répété à un niveau de tension plus élevé, le nombre de cycles avant le défaut sera moindre. Les résultats des tests pour différents niveaux des contraintes peuvent être tracés pour obtenir la courbe de fatigue, également appelée courbe S x N ou courbe de Wöhler. L'amplitude de la contrainte nominale,  $\sigma_a$ , est généralement tracée en fonction du nombre de cycles dans lesquels la rupture matérielle s'est produite,  $N_R$  (voir Fig.I.12).

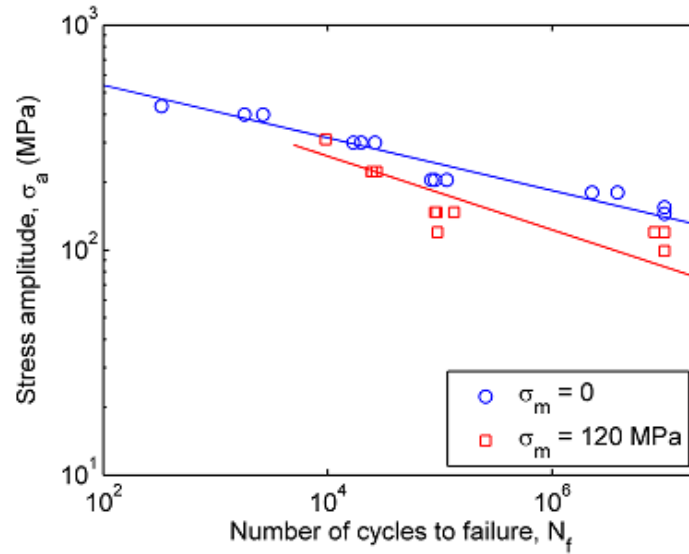
Les essais de fatigue qui résulte une courbe S x N peut être effectué avec une contrainte moyenne nulle  $\sigma_m=0$  ou avec une contrainte moyenne spécifique  $\sigma_m \neq 0$ ,  $\sigma_m$  (voir l'équation 1.16 et la fig 1.12). Des courbes également tracées pour des valeurs constantes du rapport de charge, R (voir l'équation I.41), sont également courantes. Bien que les contraintes soient généralement représentées sous forme d'amplitudes, les courbes peuvent être tracées en utilisant  $\Delta\sigma$  ou  $\sigma_{max}$  (voir les équations I.40 et I.38). Le nombre de cycles dans lesquels se produit la rupture par fatigue varie rapidement avec le niveau de contrainte et peut modifier considérablement l'ordre de grandeur. Ainsi, le graphe S x N est porté sur une échelle logarithmique. Dans un graphe log-log, approchant les données par une droite, l'équation représentant la courbe, appelée l'équation de Basquin est:

$$\log N_R = a - b \log \sigma \quad \text{I.35}$$

Soit encore :

$$N_R \sigma^b = A \quad \text{I.36}$$

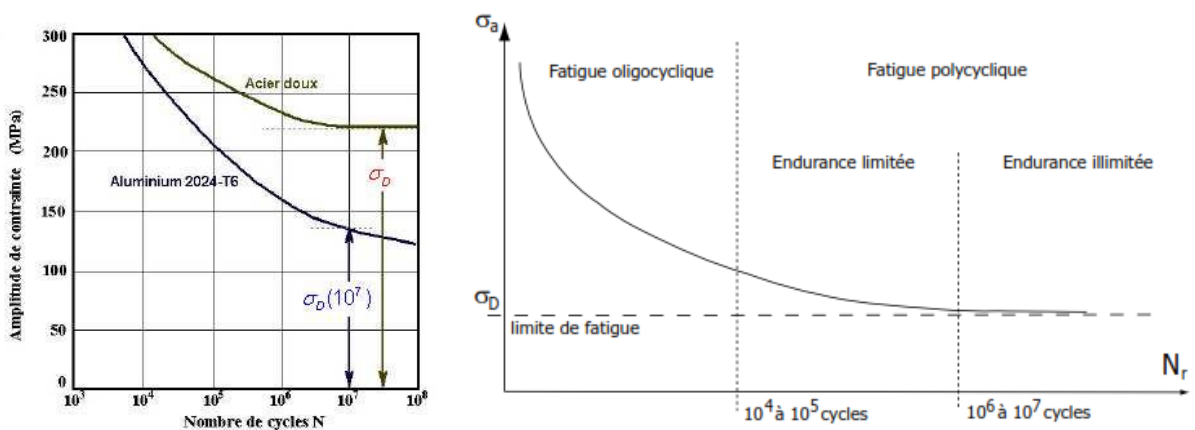
Où a, b et A sont des constantes déterminées expérimentalement.



**Fig I.12 : Amplitude de la contrainte par rapport à la durée de vie en fatigue (S x N) des alliages Al 7050-T7451.**

Dans certains matériaux, notamment dans les aciers au carbone et les aciers faiblement alliés, en dessous d'un certain niveau de contrainte, aucune rupture par fatigue n'est observée dans des conditions de charge normales. La Fig. I.13.a. représente les courbes S x N pour les métaux ferreux et les métaux non ferreux.

Les métaux non ferreux, tels que l'aluminium, le cuivre et les aciers à haute résistance, ne présentent pas de limite de fatigue. Dans ces cas,  $\sigma_a$  ou  $\Delta\sigma$  continuent de diminuer avec l'augmentation du nombre de cycles. Une limite de résistance pour ces matériaux est adoptée avec l'amplitude de contrainte dans laquelle l'échantillon supporte jusqu'à  $10^7$  cycles sans défaillance (fig I.13.a).



**Fig I.13 : Courbe d'endurance ou de Wöhler. a) Les métaux ferreux et les métaux non ferreux (b) Les zones de fatigue**

La fig I.13.b.représente les trois zones d'écrites, celles utilisées par les ingénieurs pour décrire trois comportements différents :

- la zone **de fatigue oligocyclique** correspond aux zones de fortes contraintes et de faibles durées de vie. Cette zone est caractérisée par une faible dispersion des données. On observe d'ailleurs ici une limite asymptote à 700 MPa : il s'agit de la limite à rupture du matériau  $R_m$  cette contrainte, l'éprouvette casse en un cycle.

**Remarque :** Les tests de fatigue sont généralement réalisés bien en dessous de  $R_m$ , ce qui fait que cette borne supérieure n'est pas visualisable sur les courbes S-N usuelles.

- La deuxième zone **endurance limitée** (à grand nombre de cycles). On observe, au fur et à mesure de la baisse de contrainte, une augmentation de la durée de vie ainsi que de la dispersion des données. Il s'agit généralement de la zone d'utilisation de la pièce et cette zone présente donc un grand nombre de données.
- Enfin, la zone de **d'endurance illimitée**, zone où la dispersion des données est très élevée et où certaines éprouvettes peuvent ne pas être rompues, même en  $10^7$  cycles.

En dessous de 100 MPa, les éprouvettes ne rompent plus, la contrainte appliquée étant trop faible. Toute fois l'existence d'une limite d'endurance à  $10^7$  cycles est aujourd'hui remise en cause (par Pittel et al. [10] par exemple), notamment grâce à l'utilisation de tests à haute fréquence qui permettent d'augmenter le nombre de cycles réalisables.

- **Les principales utilisations de la courbe S – N sont :**

- dimensionner la pièce, et ainsi pouvoir fournir une durée d'utilisation de la pièce. Elle intervient donc dans le calcul du prix de la pièce ;
- contrôler la qualité en construisant un intervalle de tolérance en dessous duquel les pièces sont jugées non conformes

### I.2.4 Mécanismes et modèles de fissuration

Afin de prévoir la rupture des pièces mécaniques sollicitées en fatigue et pour la précision on a besoin de prendre en considération plusieurs facteurs influençant sur la tenue de fatigue on peut les classer en trois catégories :

- **Paramètres des chargements :** (type de sollicitation- rapport de charge -contrainte moyenne- forme de signal-....)
- **Paramètres des matériaux :** (géométrie - défaut – traitement thermique -.....).
- **Paramètres d'environnement :** (température - humidité- rayonnement).

### I.2.5 Loi de paris

Au début des années 1960, Paris et Anderson, dans un travail de pionnier, ont déclaré que le taux de propagation des fissures de fatigue à partir ( $da / dN = C\Delta K^m$ ) serait contrôlé par le facteur d'intensité des contraintes et non par la contrainte et la déformation étendue, représentées respectivement par  $\Delta\sigma$  et  $\Delta\varepsilon$ .

Paris et Anderson ont utilisé deux plaques en Al 2024 de largeur  $w$ , une épaisseur  $t$ , où  $t \ll w$  avec  $2a$  taille de la fissure et appliquée dans les mêmes plaques de charge ( $\Delta\sigma = \Delta P / wt$ ). Cette même charge a été appliquée à différents points des plaques, dans la plaque 1, Elle était appliquée sur les faces de fissure, dans la plaque 2, le chargement était sur les bords de la plaque, Fig I.14. Après les essais, Paris et Anderson ont observé que le comportement du rapport  $da / dN$  était opposé. Sur la plaque soumise à la charge sur les faces de la fissure, ou d'une plaque 1, le rapport  $da/dN$  diminuait à mesure que la fissure augmentait, étant donné que la plaque 2 avec des charges appliquées aux bords, le rapport  $da/dN$  augmente avec la taille de la fissure. On a donc que  $\Delta\sigma$  ne contrôlait pas la propagation de la fissure, puisque les contraintes appliquées étaient les mêmes

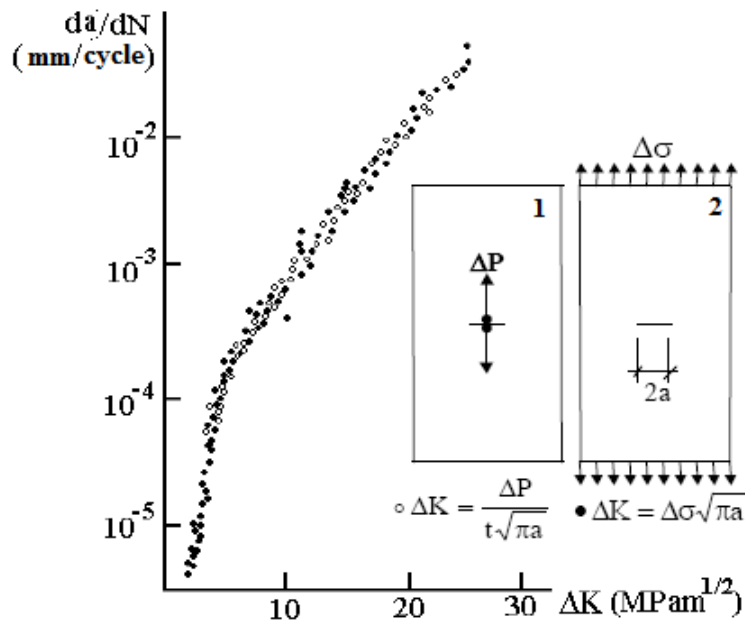
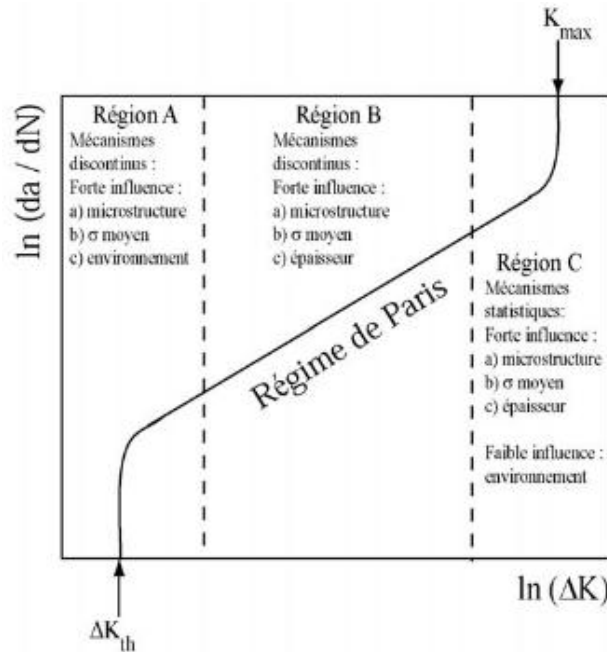


Fig I.14 : plaques d'essai de Paris e Erdogan. [11]

Maintenant, en traçant le rapport de propagation de fissure de fatigue en fonction du  $\Delta K$ , c'est-à-dire en  $\ln (da / dN)$  vs  $\ln \Delta K$ , nous avons observé que le rapport  $da/dN$  pouvait être ajusté par une seule courbe sigmoïdale, La fig I.15, qui est indépendante de la taille de fissure et de la façon d'application de la charge, prouve que le rapport  $da/dN$  est régi par  $\Delta K$ . A partir



de cette courbe, trois régions distinctes ont été observées. Les trois régions sont illustrées à la figure suivante.



**Fig I.15 : Représentation générale de l'évolution du taux de propagation de fissure en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité des contraintes :  $da/dN = f(\Delta K)$ . [12]**

- **Région A** - Comme on peut le voir sur la fig I.15, il y a une propagation de fissure de seuil par fatigue ( $\Delta K_s$  - seuil) en dessous de laquelle les charges ne contribuent pas à endommager la partie fissurée et la fissure ne se propage pas. Une autre caractéristique de cette phase est la propagation qui se produit par des mécanismes discontinus. Facteurs très sensibles à la région A : charge moyenne, microstructure du matériau, environnement et charge d'ouverture.

Le  $\Delta K_s$  est dû à des obstacles (comme des vides et des inclusions) et est fortement influencé par le phénomène de fermeture de la fissure de fatigue provoqué par les caractéristiques de la fissure. La propagation se produit donc avec la fissure en coupant le matériau déjà déformé de manière cyclique par la zone plastique qui l'accompagne. Les faces des fissures de fatigue interviennent dans une zone de déformation résiduelle en traction qui les comprime lorsqu'elles sont complètement déchargées et lorsqu'elles sont chargées progressivement.

La charge d'ouverture contribue dans cette phase, car plus la charge d'ouverture de fissure est grande, plus grand sera  $\Delta K_s$ , ce qui peut s'expliquer : pour la propagation de la fissure de fatigue, le matériau situé devant le fond de la fissure doit être déformé de manière cyclique, fatigue, puisque la pointe de la fissure ne peut être déformée qu'après ouverture de la fissure totale.

**Région B** - La règle de Paris ( $da / dN \approx C\Delta K^m$ ) peut modéliser cette région, puisque la dérivée de la courbe est approximativement constante. La fissure se produit continuellement et n'est pas très sensible à la charge moyenne, à la structure du matériau, à l'environnement et à l'épaisseur de la pièce.

Le  $\Delta\varepsilon$  élasto-plastique cyclique qui accompagne le fond de fissure de fatigue contrôle le mécanisme de croissance à cette région et la règle de Paris fonctionne donc bien à cette région puisque le facteur d'intensité de contrainte est directement lié à l'étendue des contraintes cycliques  $\Delta\sigma$ . FIC (K) et la ténacité ( $K_c$ ) du matériau peu d'influence sur les vitesses de propagation.

- **Région C** - Cette région a comme caractéristique principale la fracturation (propagation instable de la fissure), c'est-à-dire que le FIC ( $K_{max}$ ) dépasse la ténacité ( $K_c$ ). Cette Région est influencée par les paramètres qui contribuent à la propagation de la fissure comme la charge moyenne, la structure du matériau, l'environnement et aussi l'épaisseur de la pièce.

### I.2.6. État de contrainte uni axial :

Etant une pièce soumise à un chargement uni axial. L'état de contrainte en un point O du matériau peut être défini ainsi :

$$\sigma(t) = \begin{pmatrix} \sigma_{xx}(t) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \sigma_{xx}(t) = \sigma_m + \sigma_a \cdot \sin(\omega t) \quad I.37$$

Où  $t$  est le temps,  $\omega$  est la fréquence de la charge de fatigue et  $\sigma_m$ ,  $\sigma_a$  sont respectivement les valeurs moyennes et l'amplitude de contrainte.

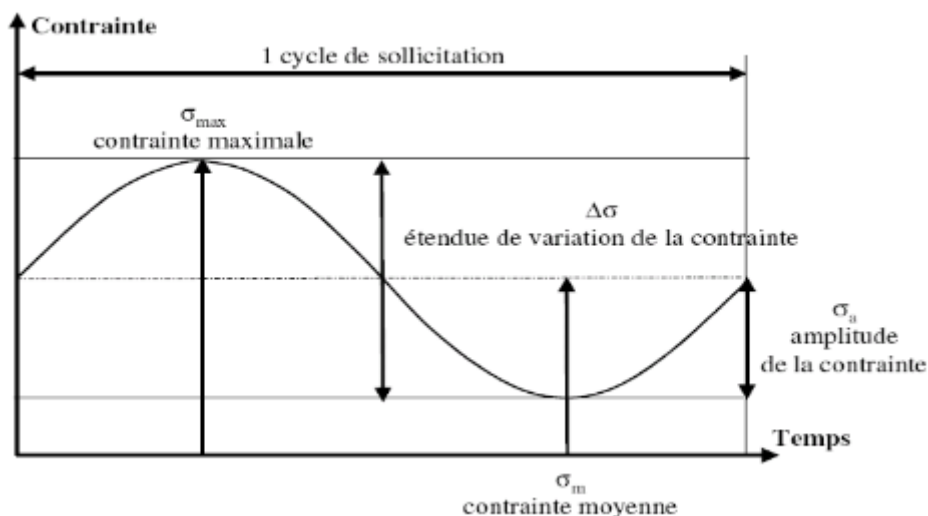


Fig I.16 : Cycle de contrainte sinusoïdale [13]

Certains paramètres importants dans les problèmes de fatigue sont exprimés par les équations suivantes, étant les valeurs maximum et minimum des composantes du tenseur de contraint  $\sigma$  données par :

$$\sigma_{max} = \sigma_m + \sigma_a \quad \text{I.38}$$

$$\sigma_{min} = \sigma_m - \sigma_a \quad \text{I.39}$$

L'entendue de variation de la contrainte est exprimée par :

$$\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min} \quad \text{I.40}$$

Le rapport de charge R, et le rapport des amplitudes A, sont respectivement exprimés par les équations I.43 et I.44.

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad \text{I.41}$$

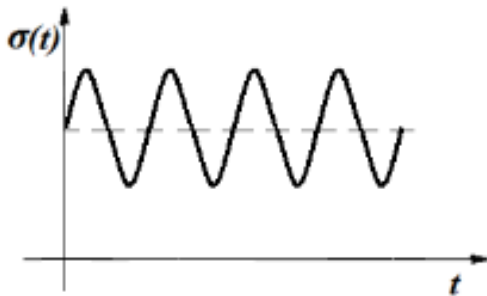
$$A = \frac{\sigma_a}{\sigma_m} \quad \text{I.42}$$

L'amplitude et la valeur moyenne de la contrainte peuvent également être obtenues par les équations suivantes :

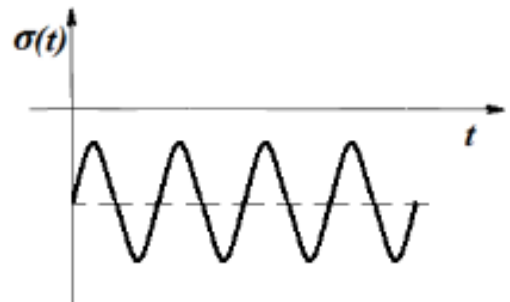
$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad \text{I.43}$$

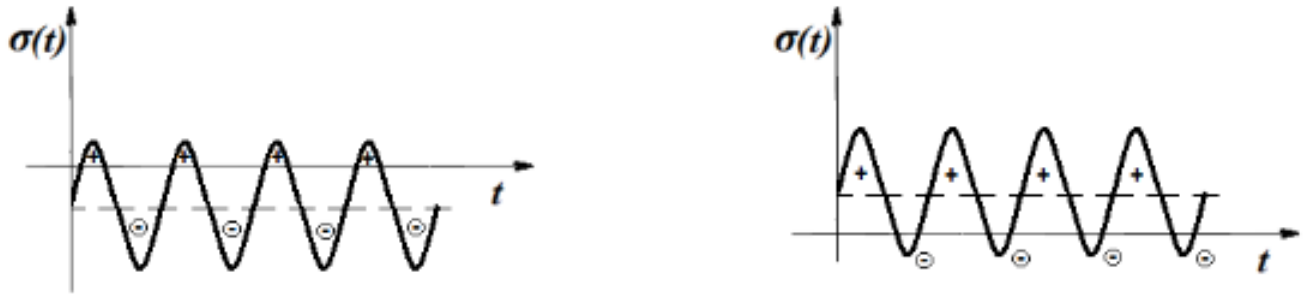
$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad \text{I.44}$$

Certaines des sollicitations les plus communes sont illustrées à la fig. I.17. La fig I.17 (a) représente une sollicitation répétée, où le rapport de contraintes,  $R > 1$ . La fig I.17 (b) représente une sollicitation alternée, où  $R < 1$  et. La fig I.17 (c) montre une sollicitation complètement renversée, où la contrainte moyenne est nulle et le rapport de tension est  $R = -1$ .



(a) sollicitation répétée  $R > 1$





(b) sollicitation alternée  $R < 1$



(c) Sollicitation complètement renversé  $R = -1$  et  $\sigma_m = 0$

**Fig I.17 : types de sollicitation**

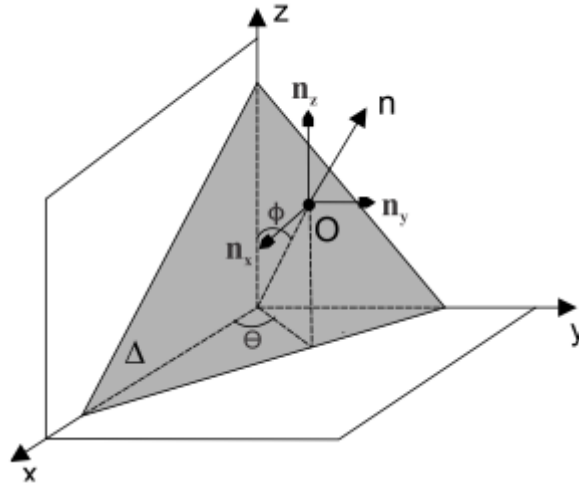
### I.2.7. État de contrainte multiaxial :

Les états de contrainte multiaxiaux sont très courants dans les machines et les structures mécaniques soumises à une charge combinée. Pour modéliser le problème de fatigue multiaxiale, il est important de déterminer les composantes du vecteur contraint dans tout plan  $\Delta$  de matériau.

Le plan du matériau  $\Delta$  passant par le point O. Le vecteur  $n$ , perpendiculaire au plan  $\Delta$ , caractérise l'orientation du plan (Fig. I.18).

Ainsi, le vecteur unitaire  $n$  peut s'écrire comme suit:

$$n = \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Theta \cdot \sin \phi \\ \sin \Theta \cdot \sin \phi \\ \cos \phi \end{pmatrix} \quad \text{I.45}$$



**Fig I.18 : Le vecteur unitaire  $n$  est référencé dans un système de coordonnées Oxyz par ses coordonnées sphériques  $\Theta$  et  $\phi$ .**

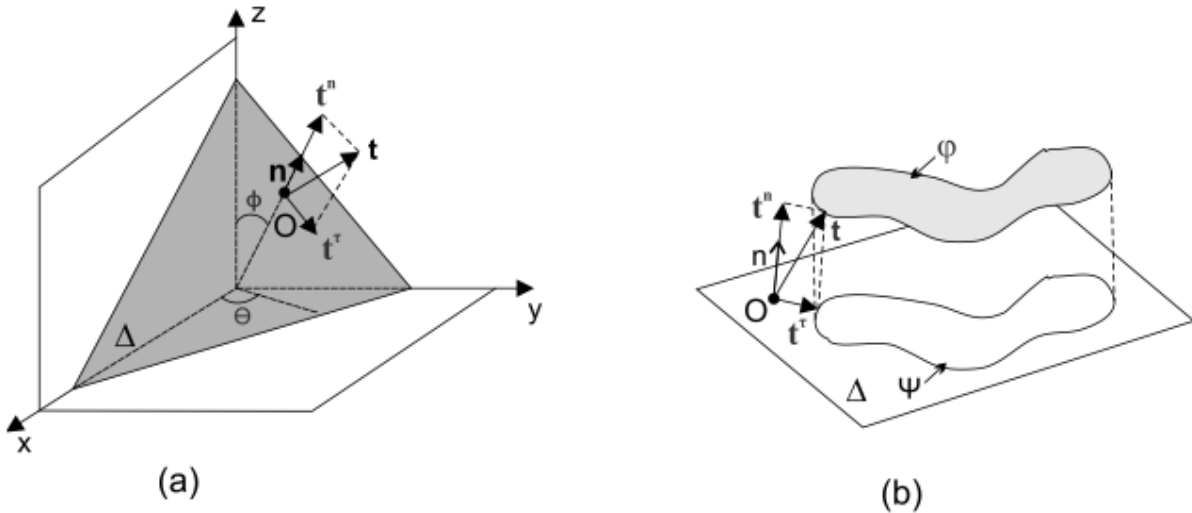
En raison de la symétrie trouvée entre les composantes de la contrainte, les plans des matériaux peuvent être étudiés dans une plage de  $\Theta$  et  $\phi \in [0 \text{ et } \pi]$ .

Considérons un point matériel d'un corps soumis à un chargement cyclique et un plan, noté  $\Delta$ , passant par le point O. Le vecteur de contrainte  $t$  agissant sur le plan  $\Delta$  [Fig. I.19 (b)] est donnée par:

$$t = \sigma n \quad \text{I.46}$$

Le vecteur de contrainte  $t$  peut être décomposé en deux vecteurs, un perpendiculaire au plan  $\Delta$ , qui est le vecteur de contrainte normale,  $t^n$ , et un vecteur tangentiel au plan  $\Delta$ , qui est le vecteur de contrainte de cisaillement,  $t^\tau$ . Le vecteur de contrainte normale,  $t^n$ , est la projection de  $t$  sur  $n$  [Fig. I.19 (a)]:

$$t^n = (t \cdot n)n \rightarrow t^n = (\sigma n \cdot n)n \quad \text{I.47}$$



**Figure I.19: (a) Vecteur de contrainte normale  $\mathbf{t}^n$  et vecteur de contrainte de cisaillement  $\mathbf{t}^\tau$  agissant sur un plan de matériau  $\Delta$ ; (b) Evolution de ces grandeurs de tension agissant sur  $\Delta$  lors d'un chargement complexe.**

La contrainte de cisaillement moyenne égale la différence entre les deux vecteurs :

$$\mathbf{t}^\tau = \mathbf{t} - \mathbf{t}^n \rightarrow t^\tau = \sigma n - (\sigma n \cdot n)n \quad \text{I.48}$$

La définition ci-dessus nous donne que le vecteur de contrainte de cisaillement  $\mathbf{t}^\tau$  est la projection orthogonale du vecteur de contrainte  $\mathbf{t}$  sur le plan  $\Delta$ .

Lors du chargement cyclique complexe, la pointe du vecteur de contrainte  $\mathbf{t}$  décrit une courbe fermée [Fig. 2.6 (b)]. Clairement, le vecteur normal  $\mathbf{t}^n$  conserve sa direction ne variant que par sa magnitude.

La pointe du vecteur  $\mathbf{t}^n$  varie entre deux points linéaires définis par  $\mathbf{n}$ , ces deux points étant les extrémités de projection de la courbe  $\phi$  sur  $\mathbf{n}$ . Ainsi, lors d'un chargement cyclique, l'amplitude du vecteur  $\mathbf{t}^n$  agissant sur  $\Delta$  varie, mais pas la direction [15].

Pour un tenseur de contraintes cyclique, l'amplitude de contrainte normale et la valeur de contrainte moyenne ne sont basées que sur la valeur de  $(\mathbf{t}(t) \cdot \mathbf{n})$ , qui est un scalaire. Dans ce cas, ces valeurs sont données par:

$$\sigma_a = \frac{1}{2} \left( \max_{t \in P} (\mathbf{t}(t) \cdot \mathbf{n}) - \min_{t \in P} (\mathbf{t}(t) \cdot \mathbf{n}) \right) \quad \text{I.49}$$

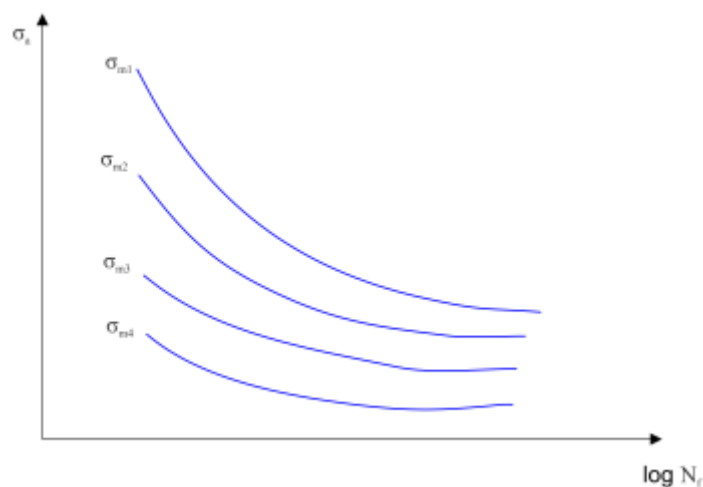
$$\sigma_m = \frac{1}{2} \left( \max_{t \in P} (\mathbf{t}(t) \cdot \mathbf{n}) + \min_{t \in P} (\mathbf{t}(t) \cdot \mathbf{n}) \right) \quad \text{I.50}$$

Où P : la période du cycle de charge.

### I.2.8 L'effet de la contrainte moyenne

Dans les charges cycliques où la contrainte moyenne non nulle est représentative de nombreuses applications, la valeur moyenne de la charge de fatigue influe de manière importante sur le comportement de la fatigue du matériau. Lorsque l'amplitude de contrainte d'un test de fatigue uni-axiale est tracée par rapport au nombre de cycles de défaillance, la courbe S x N résultante est fortement influencée par la valeur de contrainte moyenne appliquée. La fig I.20 représente schématiquement le comportement typique d'un matériau métallique à différentes valeurs de contrainte moyenne appliquées  $\sigma_{m1}$ ,  $\sigma_{m2}$ ,  $\sigma_{m3}$  et  $\sigma_{m4}$ , où  $\sigma_{m4} > \sigma_{m3} > \sigma_{m2} > \sigma_{m1}$ . On peut observer une réduction de la durée de vie en fatigue du matériau avec l'augmentation de la valeur de la contrainte moyenne appliquée.

En général, les contraintes de compression moyennes sont bénéfiques et les contraintes de traction sont mortelles à la même amplitude de contrainte. Ce phénomène peut être expliqué par le fait que les forces de traction ( $\sigma_m > 0$ ) favorisent l'ouverture et la propagation de la fissure qui en résulte, tandis que les contraintes de compression moyennes ( $\sigma_m < 0$ ) provoquent l'effet inverse.



**Fig I.20 : Courbes d'amplitude de contrainte en fonction de la durée de vie en fatigue (S x N) pour différentes valeurs de contrainte moyenne.**

L'effet de la contrainte moyenne sur la fatigue peut également être représenté par des diagrammes de vie constants, selon la Fig. I.21. Dans ces graphiques, différentes combinaisons d'amplitudes de contrainte et de contrainte moyenne sont tracées conduisant la vie en fatigue de forme constante. Certains modèles connus de ces diagrammes ont été proposés par Gerber en 1874, Goodman en 1899 et Soderberg en 1939. Les équations mathématiques décrivant ces trois méthodes sont :

Goodman  $\frac{\sigma_a}{\sigma_D} + \frac{\sigma_m}{R_m} = 1$  I.51

Soderberg  $\frac{\sigma_a}{\sigma_D} + \frac{\sigma_m}{R_e} = 1$  I.52

Gerber  $\frac{\sigma_a}{\sigma_D} + \left(\frac{\sigma_m}{R_m}\right)^2 = 1$  I.53

Où  $\sigma_a$  est l'amplitude de contrainte pour des charges de contrainte moyennes non nulles,  $\sigma_D$  est la limite de fatigue totale pour des charges complètement inverses,  $\sigma_D$  ( $\sigma_m = 0$ ),  $R_e$  est la limite élastique de matériau et  $R_m$  est la limite de résistance ultime à la traction.

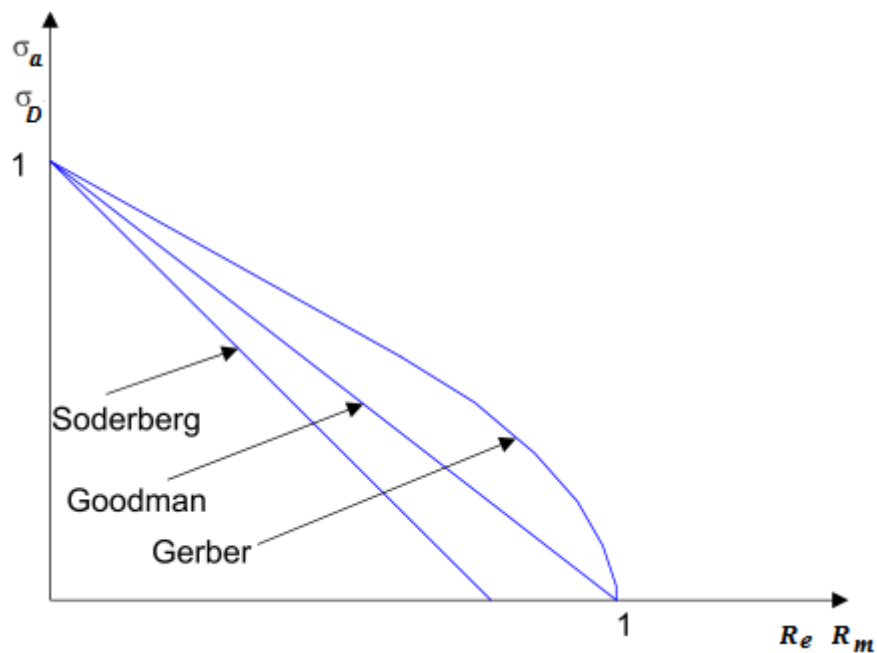


Fig I.21 : Représentation schématique des relations de Goodman, Gerber et Soderberg lorsqu'elles sont tracées dans le diagramme de Haigh.

- la droite de Söderberg et, dans une moindre mesure, la droite de Goodman sont trop pénalisantes pour  $\sigma_m > 0$  et trop optimistes pour  $\sigma_m < 0$  ;
- la parabole de Gerber est assez juste pour  $\sigma_m > 0$  mais elle est pénalisante pour  $\sigma_m < 0$  puisqu'elle ne rend pas compte de l'augmentation de l'endurance  $\sigma_a$  dans ce domaine.



### **I.3 Conclusion**

Dans ce chapitre précédent nous avons présenté en premier lieu une généralité sur la mécanique de la rupture et en deuxième lieu la définition des approches globales et les approches locale utilisées pour la détermination de l'endommagement et on a achevé par le calcul numérique de facteur d'intensité des contraintes.

A la lumière de ce chapitre nous avons pu avoir une vision autour des modes de rupture et type de défaillance subies par les structures sous des conditions de service. Dans le même contexte, nous avons fait état des fondements théoriques de la rupture et des lois régissant ce phénomène, à savoir, la mécanique de la rupture qui reste, de plus loin la discipline qui étudie la rupture des matériaux par la propagation de fissures sans prendre compte de la durée de vie qui précède l'initiation de la fissure. Pour conclure, les paramètres de la rupture présentés dans ce chapitre tels que le FIC sont à la base de toute analyse de la mécanique de la rupture.

## **II.1 INTRODUCTION**

Les pièces aérospatiales sont généralement très complexes et coûteuses. Il est apparu qu'il était plus économique de réparer les pièces plutôt que de se procurer de nouvelles pièces, car ces dernières sont extrêmement coûteuses ou nécessitent un délai de livraison important.

Dans certains cas, le fabricant d'équipement d'origine peut être en faillite. Dans ces circonstances, la réparation est une option plus viable et économique pour restaurer les pièces dans leur forme d'origine.

D'abord, nous allons donner un aperçu de quelques méthodes de réparation des composants fissurés par fatigue. En particulier, nous orientons ce chapitre vers la méthode de la réparation des structures par collage du patch en composite.

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

- 1- Fermeture de fissure telle que l'injection de résines, ajout d'un patch composite, la couture de fissure (Metal Crack Stitching), revêtement de fissure au laser (Laser Metal Deposition LMD), Irradiation par faisceau d'électrons pulsés (Pulsed Electron Beam Irradiation), etc.
- 2- Modification géométrique du fond de fissure telle que le meulage, perçage d'un trou expansé ou non, etc.
- 3- Plastification du fond et du voisinage de la fissure telle que la méthode de surcharge (OverLoad), chauffage ponctuel (Spot Heating), empreinte de billes (Brinell Type Dimple), grenailage au laser (Laser Shock Peening LSP), grenailage au martelage (Hammer Peening HP), Grenailage au billes (Shot Peening SP), etc.

## **II.2 FERMETURE DE FISSURE**

### **II.2.1 Méthode d'infiltration**

Le principe de cette méthode est basé sur l'introduction d'objets étrangers dans une fissure pour la promotion de la fermeture prématurée des fissures et donc un retard de propagation de la fissure. L'Azote pressurisé est utile pour forcer les matériaux utilisés à fermer les fissures [14]. La résine époxy a été choisie comme constituant prédominant des matériaux de fermeture en raison d'une bonne adhérence pour l'amélioration de l'étirage de fermeture avec moins de mise à l'échelle des surfaces de fissures sous des actions répétées des charges transmises entre les surfaces de fissure. Le matériau de fermeture de la base de résine époxy contribue au retard de fissuration induit par l'infiltration et la résine époxy renforcée au carbure de silicium présente un meilleur retardement de l'efficacité avec une plus grande dureté.

Plusieurs chercheurs travaillent sur les paramètres qui influencent sur l'efficacité de la méthode d'infiltration pour réparer les structures fissurées, Parmi ces paramètres on cite :

- 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 Réparation par patch composite**

Ceux-ci peuvent être sous forme de patchs composites liés, de patchs ou de doubleurs en polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC) ou de plaques métallique [16] [1]. Khan et al [17] ont étudié l'arrêt de la propagation de la fissure provenant de l'encoche en V sous un chargement en fatigue renforcé avec des patchs composites collés. Dans cette étude, les auteurs ont étudié l'effet de la charge d'amplitude variable cyclique sur la durée de vie en fatigue d'échantillons fabriqués avec Al 7075-T6. Les résultats n'ont pas montré d'amélioration significative de la durée de vie en fatigue des échantillons fissurés réparés avec des patchs composites liés pour augmenter les blocs de fatigue et vice versa. Les auteurs ont indiqué que la technique de réparation réduit le champ de contrainte près de la fissure en établissant un pont entre les contraintes entre la plaque fissurée et le patch composite, ce qui entraîne un ralentissement ou un arrêt complet de la propagation de la fissure. La réparation de composants fissurés au moyen d'un patch composite collé par adhérence a été acceptée dans les structures aérospatiales [18]. La technique s'est révélée efficace lorsqu'elle a été utilisée de manière optimale. Emdad et Al-Mahaidi [1] ont étudié l'effet des patchs de polymères renforcés de fibres

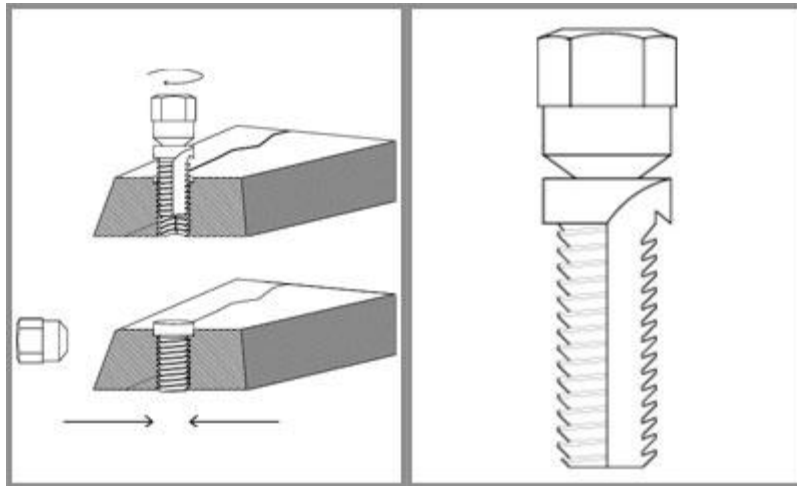
de carbone précontraints (PRFC) sur la propagation des fissures dans les tôles d'acier à encoche centrale. Les auteurs ont constaté que plusieurs couches de PRFC augmentaient la durée de vie en fatigue de la plaque jusqu'à 30% et montraient une augmentation de la durée de vie fissurée de 6,5 à 10 fois, comme le rapportent également Srilakshmi et al [19]. L'augmentation du nombre de patches précontraints a réduit le taux de propagation des fissures, augmentant ainsi la durée de vie de la fissure dans l'échantillon. La technique de précontrainte s'est avérée efficace et les auteurs ont recommandé que l'utilisation correcte de la précontrainte en général puisse augmenter la durée de vie en fatigue des éléments fissurés en appliquant une force de compression aux bords de la fissure. Les auteurs ont en outre indiqué que la force de compression imposerait une fermeture artificielle de la fissure à la structure défectueuse, stoppant ainsi sa propagation. Il a été postulé que la méthode ne peut pas être utilisée pour des réparations à double face en raison d'un accès limité et que l'utilisation de la force de précontrainte d'un côté peut causer des moments de flexion importants au membre, entraînant une défaillance imprévue, comme le prévoient également Ahn et Basu [20].

Les doublures ou les plaques métalliques peuvent être utilisées pour réparer les fissures de travers-épaisseur en les ajoutant soit pour augmenter la section, soit pour assurer la continuité au niveau d'une section fissurée, ce qui réduit les plages de contraintes et peut être ajouté après la réparation [16]. Cependant, il a été rapporté que des problèmes d'alignement affectaient cette technique.

### II.2.3 La couture de fissure (Metal crack stitching)

La couture de fissure en métal est une technique de réparation de fissure mécanique qui utilise une combinaison de séries imbriquées de broches de couture et de verrous [21]. Les serrures seraient installées en travers de la ligne de joint à intervalles réguliers le long de la fissure. Il a été rapporté que cette technique produisait des joints étanches aux gaz et aux liquides qui restauraient la résistance d'origine du métal sans qu'il soit nécessaire de souder le joint. Les auteurs ont convenu que la technique offre de nombreux avantages, parmi lesquels l'amortissement et l'absorption des contraintes de compression, l'étalement des contraintes de traction et la dissipation de la charge loin de la fissure, le maintien de l'alignement initial des surfaces réparées, la réparation sur site avec un démontage minimal temps d'arrêt, rentable et d'être reconnu dans le monde entier. Il a en outre été signalé que la couture par fissure en métal est couramment utilisée sur la fonte, mais qu'elle a également été appliquée avec succès à d'autres métaux usinables tels que la fonte ductile, l'acier, l'aluminium et le bronze. On dit de cette technique que «le verrouillage du métal, la chirurgie du métal, la soudure à froid, le

soudage de points et le rapiéçage de fissures» sont comme ses autres noms [22].



**Fig II.1 broche de couture**

Après la détection de la fissure, la fissure est réparée de manière procédurale. Le processus de base commence par le positionnement, le réalignement et maintenir fermement les surfaces fissurées ensemble à l'aide de fixations et de colliers spéciaux [23]. Des trous sont ensuite percés sur la ligne de fissure jusqu'à la profondeur de l'outil de coulée à l'aide de gabarits spéciaux. Les serrures sont ensuite installées dans les ouvertures à une profondeur de 80% de l'épaisseur de la paroi du moulage ou du métal [23] et sont épinglées dans un état serré métal sur métal, qui fait partie intégrante du métal de base. Des trous sont ensuite forés le long de la ligne de fissure. Ils sont ensuite taraudés et remplis de goujons se chevauchant (goupilles de couture), ce qui donne un joint qui présente une résistance à la pression et une rigidité de coulée originales. Chaque broche de couture comporte une rainure de rupture au-dessus de son épaulement qui permet à la tête de se tordre lorsqu'elle atteint le couple approprié [24]. Après cela, des ciseaux pneumatiques et des meuleuses peuvent être utilisés pour lisser la surface réparée.

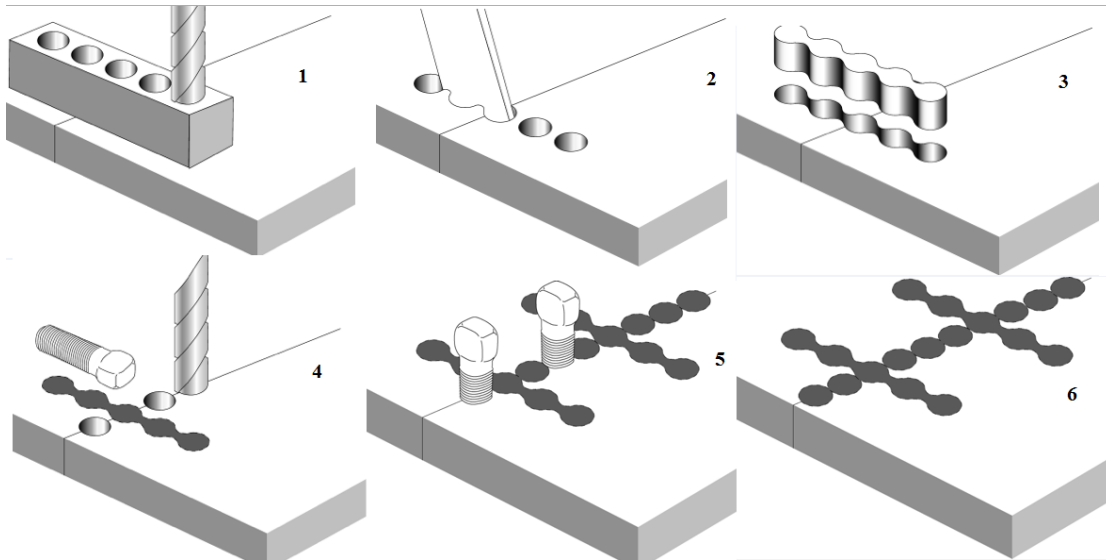


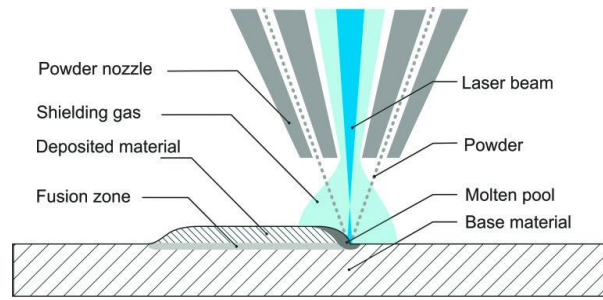
Fig II.2 Description du processus

L'espacement minimum entre les serrures pour une résistance maximale serait égal à la moitié de la longueur des serrures utilisées. Il a été rapporté que l'application de la technique s'étend des installations et machines, des moteurs de bateaux, des boîtes de vitesses marines, aux presses électriques et aux raffineries pétrochimiques.

#### II.2.4 Revêtement de fissure au laser (Laser Metal Deposition LMD)

La technologie d'additif laser (Laser Additive Technology. LAT) utilise un faisceau laser pour fondre localement la poudre de remplissage et la surface du matériau cible [25]. Les pièces sont construites couche par couche en focalisant le laser et la source de poudre sur le substrat [26].

Alors, comment ça marche ? LAT, également connu sous le nom de dépôt de métal au laser (LMD), utilise un système dans lequel des poudres métalliques contenues dans une ou plusieurs trémies sont soufflées à travers une buse de dépôt et chauffées avec un laser pour produire un cordon métallique. Le système de mouvement pose les billes métalliques, couche après couche, pour constituer une pièce ou pour ajouter des couches de matériau à une pièce existante (voir la fig II.3) [27]



**Fig II.3 Laser Métal Dépôt**

La vitesse de traitement, l'efficacité et la qualité peuvent être adaptées aux exigences de diverses applications. La personnalisation du processus est obtenue en faisant varier la puissance laser, la largeur du cordon, la vitesse de déplacement et les vitesses d'alimentation en poudre [28].

En comparaison avec ses homologues conventionnels, LAT offre les avantages d'une petite zone affectée thermique (ZAT) et d'une petite zone de dilution de soudure (ZD) qui protège à la fois les propriétés mécaniques et métallurgiques des substrats soudés [29] [30]. LAT est largement utilisé pour la fabrication de formes libres, le traitement de matériaux, la fabrication, la maintenance et la réparation de pièces critiques et de grande valeur [31] [25].

Graf et al [32] ont étudié la réparation au laser additive des fissures dans les alliages d'acier inoxydable et de titane. Les fissures ont été éliminées par fraisage dans des rainures en V, des rainures en U et des rainures en U supérieures d'une profondeur de 10 mm afin de comparer les résultats obtenus. Les zones fissurées ont été découpées en trois rainures, jusqu'à la racine ou à la pointe de la fissure afin d'en éliminer la fissure, puis reconstruites par un revêtement laser. L'étude expérimentale a été réalisée à l'aide d'un laser TRUMPF TruDisk 2,0 kW Yb: Yag avec une buse à poudre à 3 jets positionnée dans une machine à 5 axes, un gaz vecteur à l'hélium 5,0 et un gaz de protection à l'argon 5,0, dans une atmosphère de gaz inerte local avec moins de 50 ° C. ppm en oxygène et granulométrie sphérique de la poudre de 45 à 125 µm avec les paramètres de dépôt indiqués dans le tableau 1 et le tableau 2.

**Table II.1 Paramètres de soudage pour Ti6Al4 la gorge en V et U avec des parois latérales inclinées [32].**

paramètre de soudure	(a)	(b)
vitesse de soudure (m/min)	0.5	1.0
puissance laser (kw)	2.0	1.0
diamètre du spot laser en surface (mm)	2.2	1.0
débit massique de poudre (g/min)	9.4	3.8

**Table II.2 Paramètres de soudage pour CrNi-Acie [32].**

paramètre de soudure	(a)	(b)
vitesse de soudure (m/min)	0.5	1.0
puissance laser (kw)	1.0	1.0
diamètre du spot laser en surface (mm)	2.2	2.2
débit massique de poudre (g/min)	4.0	8.0

Les paramètres ont été alternés entre les trois rainures et pour les deux métaux, les rainures en V et la rainure en U étroite avec des parois latérales à angle supérieur ouvert ont permis une meilleure accessibilité à la distribution de poudre. Les réparations effectuées sur les rainures en V ont été soumises à des tests aux rayons X et ont montré une bonne fusion des parois latérales. La section transversale de la rainure en forme de U étroite présentait un manque de défauts de fusion des parois latérales en raison d'un manque d'irradiation laser sur les parois latérales verticales car le faisceau laser ne pouvait pas être réglé de manière perpendiculaire aux parois latérales. L'impédance de la surface supérieure des poudres sur la lèvre supérieure de la gorge a également été signalée comme un problème majeur en raison de son inaccessibilité, qui provoque des irrégularités dans le flux de poudre à proximité des parois latérales de la gorge. Les auteurs ont recommandé des rainures plus larges ou des parois latérales inclinées, nécessaires au bon fonctionnement de la technique. Il a ensuite été conclu que les rainures en U étroites (fissures) ne pouvaient pas être réparées correctement avec LAT. Rottwinkel et al [33] ont utilisé un procédé de revêtement de fissures au laser pour la réparation de fissures en forme de rainures en V dans des aubes de turbine à monocristaux (SX). Les échantillons réparés ont été examinés par microscopie électronique à balayage (MEB) et ont révélé des fissures. Les tentatives de réparation auraient été infructueuses. Il existe très peu de travaux publiés sur la réparation des fissures par LAT et ceux qui ont été tentés sont très récents.

### **II.2.5 Irradiation par faisceau d'électrons pulses (Pulsed Electron Beam Irradiation) :**

Murray et Clare [34] ont étudié la réparation de fissures superficielles induites par l'usinage par électroérosion (Electrical Discharge Machining. EDM) irradiation par faisceau d'électrons pulsés (Electron Beam. EB). Les auteurs ont utilisé une irradiation à basse énergie et quelques tirs pour étudier le mécanisme physique de la réparation des fissures et les résultats obtenus. Tendances indiquées en matière de réduction des fissures et, finalement, d'élimination. Sous la tension cathodique EB la plus basse de 15 kV et avec 5 et 10 coups, il y avait des preuves de refermeture partielle de la fissure. Selon les auteurs, la nature circulaire du joint

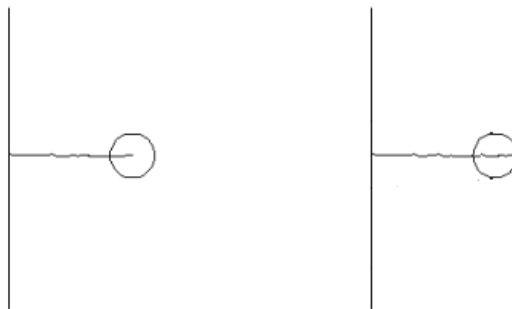


suggérait un écoulement à travers la fissure lors de la fusion, puis une contraction lors d'une trempe rapide, permettant de solidifier quelques joints lorsque la tension superficielle de la masse fondue résiste à la force de contraction. Les fissures induites par le procédé EDM ont été entièrement éliminées de la surface et ont atteint une profondeur de 4,5 µm des nouvelles pièces refondues avec une tension accrue de 25 et 35 kV après 20 coups à 25 et 35 kV. L'étude a montré que l'irradiation par faisceau d'électrons pulsés pouvait potentiellement améliorer la résistance à la fatigue et les attaques corrosives grâce à l'élimination des fissures de surface. Cependant, le processus semble être limité aux fissures de dimensions microniques.

## **II.3. MODIFICATION GEOMETRIQUE DU FOND DE FISSURE**

### **II.3.1 Réparation par trou**

L'une des techniques les plus faciles et les plus accessibles pour arrêter les fissures consiste à percer des trous à proximité du fond de la fissure ou de telle sorte que son bord de trou touche et supprime le fond de la fissure (fig II.4). Les auteurs ont mis en garde qu'il fallait veiller à ne pas rater le fond de la fissure pour s'assurer que celle-ci ne se propage pas. La réparation par trou est utilisée pour diminuer la singularité de contrainte du fond de fissure afin d'améliorer la résistance à la fatigue de la structure.



**Fig II.4 Position de trou par rapport à fond de fissure**

Le retard à la propagation d'une fissure après un perçage en fond de celle-ci dépend de plusieurs paramètres tels que :

- L'influence du diamètre du trou (le facteur de concentration de contrainte)
- Le positionnement du trou par rapport en fond de fissure

Song et al [35], ont rapporté qu'en forant un trou au fond de la fissure, des diamètres de trou d'arrêt plus grands ont prolongé la durée de vie en fatigue.

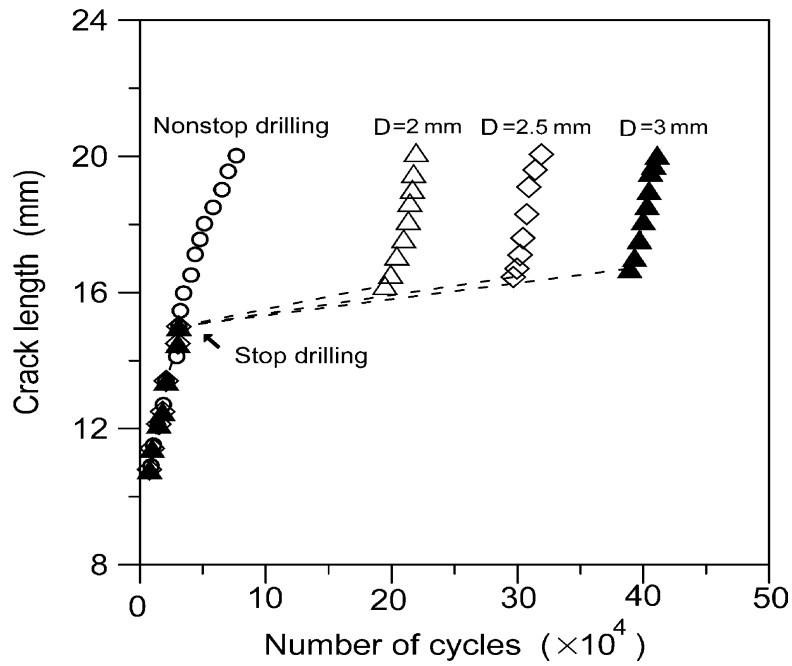


Fig II.5 Effet de diamètre de trou sur la durée de vie [35]

David [36] a analysé trois configuration de position du trou par rapport à une fissure centrale de longueur  $a$ , dans la plaque :

- Perçage de deux trous de rayon  $\rho$  tangents aux deux extrémités de la fissure :  
Dans ce cas, la fissure peut se propager plus rapidement que la fissure initiale.

- Perçage d'un trou de diamètre équivalent à la longueur de fissure ( $a=2\rho$ ) :  
Cette configuration tend à fragiliser la structure au fur et à mesure que la longueur de fissure progresse et risque de faciliter la réamorçage de nouvelles fissures.

- Perçage de deux trous de rayon  $\rho$  centrés sur les extrémités de la fissure :

Dans ce cas, la longueur de la nouvelle fissure sera  $l=a+2\rho$ . Cette configuration constitue une solution intéressante où la durée de vie résiduelle est conséquente.

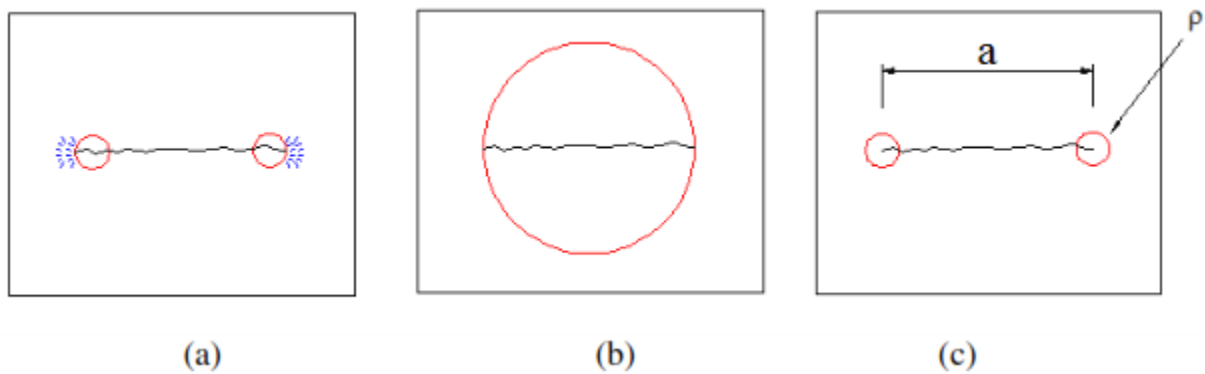


Fig II.6 Différents positions de perçage des trous

Cette technique est largement utilisée pour les fissures détectées dans la peau de l'aéronef ainsi que dans les ponts en acier [37].

### II.3.2 Réparation par meulage

En raison de son efficacité, la technique de réparation des fissures par «meulage des fissures» a été largement utilisée pour prolonger la durée de vie des composants structuraux fissurés. La technique de «meulage des fissures» est réalisée en enlevant les matériaux qui contiennent la fissure. 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. Cependant, cette technique peut fragiliser la structure du fait de la diminution localisée de la section. Cela nécessite une vérification par les calculs de la tenue mécanique de telles structures après réparation.

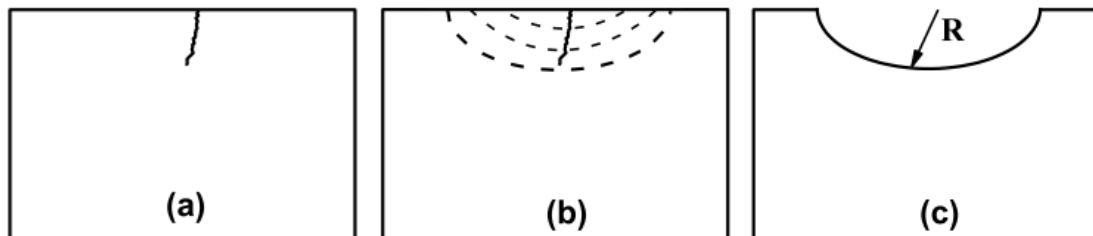


Fig II.7 Méthode de meulage, (a) défaut de fissure, (b) réparation par meulage, (c) structure après réparation

Elle est souvent recommandée dans le cas des réparations des fissures dans des structures épaisses (appareils à pression, rails, ...) [38] [39] [40] [41]. 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.

Rodriguez et al. [42] ont utilisé la méthode de meulage pour la réparation d'une structure soudée contenant une fissure. Les auteurs considèrent que le rapport entre  $D$  (profondeur d'entaille) et  $R$  (rayon d'entaille) définit la géométrie de la réparation (fig II.8).

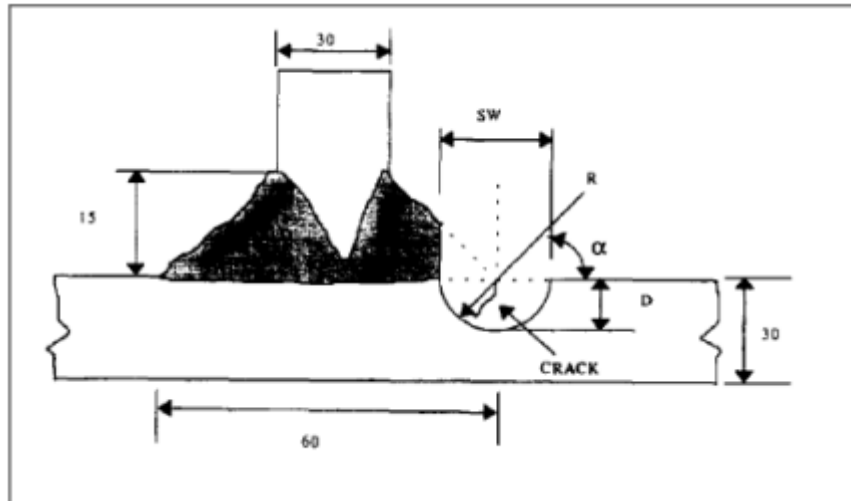


Fig II.8 Position et géométrie de la réparation [42]

Les résultats numériques montrent que, par une profondeur fixée, le facteur de concentration de contrainte diminue avec l'augmentation du rayon (fig II.9).

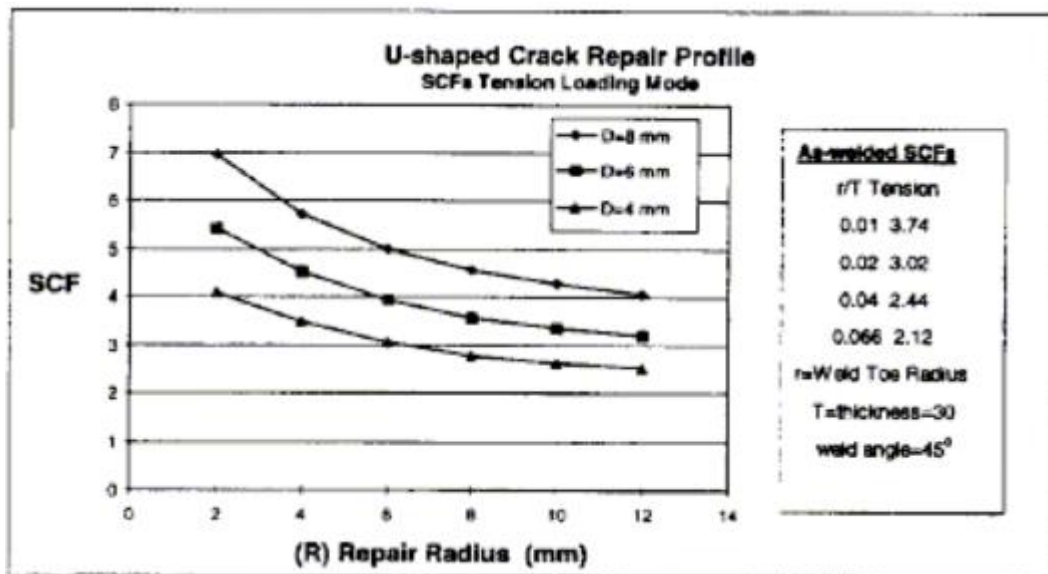
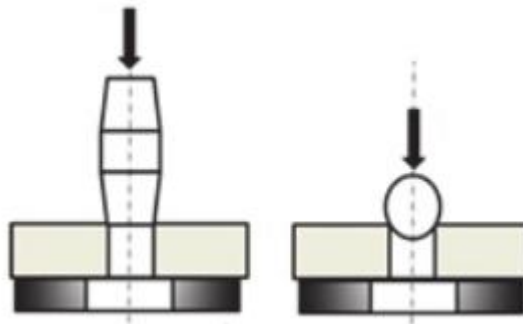


Fig II. 9 Facteur de concentration de contrainte en fonction du rayon d'entaille [42].

### II.3.3 Expansion à froid des trous

La technique d'expansion à froid des trous de fixation a été utilisée au cours des dernières décennies [43]. En tant que technique efficace, il a été introduit dans l'industrie aéronautique par la société Boeing il y'a environ 50 ans pour améliorer la durée de vie en fatigue des trous de fixation [44] [45]. Depuis lors, des efforts considérables ont été déployés pour améliorer la durée de vie en fatigue de telles structures. La rupture par fatigue des trous de

fixation représente 50 à 90% de la rupture de la structure des avions [46]. C'est pourquoi l'expansion à froid est utilisée sur presque tous les avions commerciaux et militaires du monde en raison de ses performances éprouvées pour empêcher l'initiation et la propagation des fissures. Ainsi, il offre des avantages à long terme, tels qu'un gain important en durée de vie en fatigue structurelle, puis des économies de maintenance et, par conséquent, un niveau de sécurité structurel nettement amélioré. Cependant, l'efficacité du processus d'expansion à froid dépend de la magnitude et de la répartition des contraintes résiduelles de compression induites autour du trou expansé [47] [48]. En effet, plusieurs chercheurs ont conclu que les durées de vie en fatigue des structures de fixation expansées à froid étaient multipliées par 3 à 10, ce qui dépend de la quantité de contraintes résiduelles en compression induites [49] [50]. Dans tous les cas, il est bien connu que la face d'entrée du trou présente la contrainte de compression circonférentielle la plus faible. Par conséquent, cette région possédera le moins d'amélioration de la fatigue [51]. Ceci est confirmé par des tests expérimentaux sur des coupons de test vierges qui ont montré que des fissures de fatigue dans des trous dilatés à froid sont souvent initiées à cet endroit, voir par exemple [52].



**Fig II.10 Mandrins utilisés pour l'expansion**

La fig II.11 explique le phénomène d'expansion. On remarque que les contraintes résiduelles au bord peuvent être de compression ou de traction après le perçage du trou. Quand le mandrin est enfoncé dans le trou, les contraintes au bord sont de traction et peuvent atteindre la limite d'élasticité du matériau. Lorsque le mandrin quitte le trou expansé, pour respecter les conditions d'équilibre, la zone déformée génère des contraintes résiduelles de compression au bord du trou. La taille de la zone plastifiée dépend du degré d'expansion. Les contraintes normales radiales sont nulles au bord puis deviennent négatives (compression) en s'éloignant de celui-ci. Les contraintes circonférentielles sont de compression du bord jusqu'à une distance ( $r_{x0}$ ) puis deviennent de traction. De plus, le contact de la bille ou du mandrin sur le trou peut améliorer l'état de surface, ce qui a un effet bénéfique sur l'amélioration de la durée de vie.

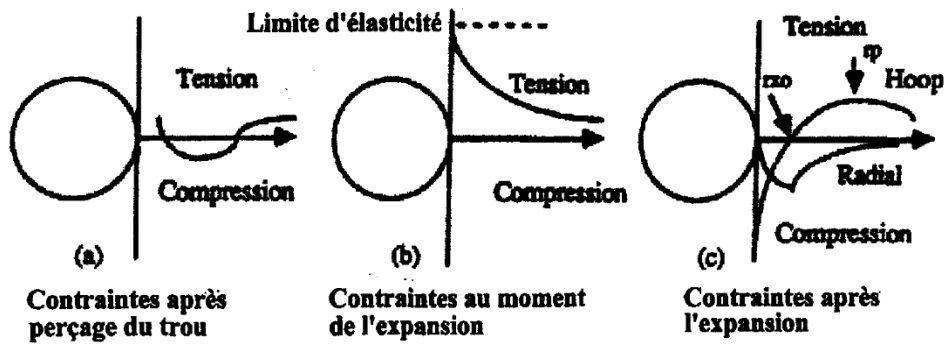


Fig II.11 Phénomène du processus de l'expansion du perçage [51].

Un certain nombre de paramètres liés peuvent interférer pour maximiser les résultats attendu de l'expansion à froid. En premier lieu, on peut mentionner le type d'outil surdimensionné utilisé pour l'agrandissement. Ainsi, l'extension du trou à froid est généralement réalisée en utilisant une technique de boule surdimensionnée ou une technique de mandrin à broche effilée

- le type d'outil surdimensionné utilisé pour l'agrandissement :

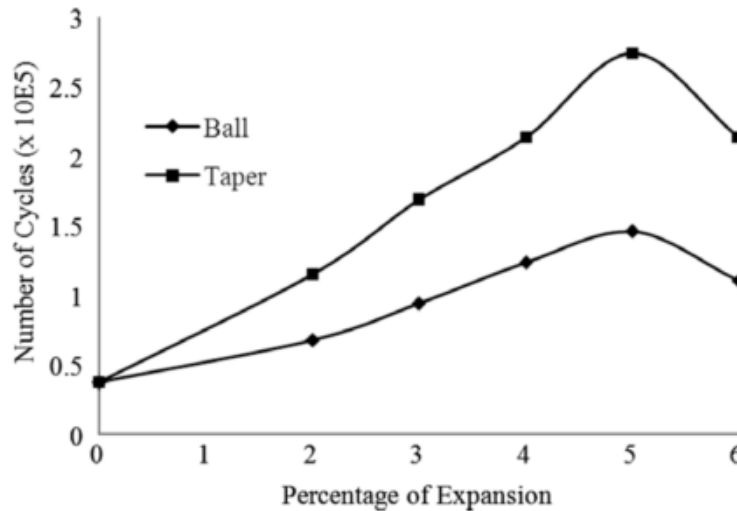


Fig II.12 Nombre de cycles de fatigue à la méthode de la boule et de la méthode de la goupille conique à la rupture à différents niveaux d'expansion [53]

Gopalakrishna et ses co-auteurs [53] ont étudié et comparé de manière expérimentale la dilatation à froid de trous dans Al 2024 en utilisant une technique de Split-Sleeve avec goupille conique et une technique de Split-Sleeve avec boule. Ils ont conclu que la première technique permettait une amélioration de la résistance à la fatigue de 200% supérieure à celle de la dernière.

- degré d'expansion à froid (DEC %) :

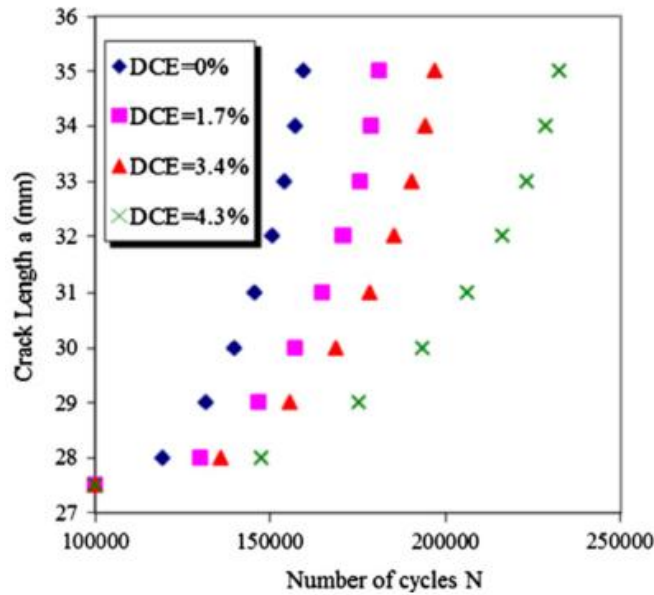
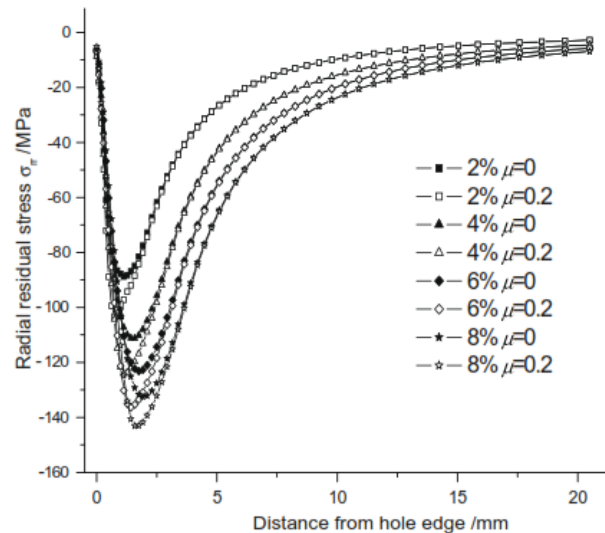


Fig II.13 Effet de degré d'expansion sur la propagation de fissure [57].

Plusieurs recherches démontrent la sensibilité de l'effet dominant du degré d'interférence du processus d'expansion à froid [54] [55] [56]. À cet égard, la littérature est unanime sur le fait qu'augmenter le degré de dilatation augmente la durée de vie de la structure perforée, voir par exemple [57], Ces derniers, parmi d'autres, confirment l'hypothèse selon laquelle ce sont les contraintes résiduelles induites qui constituent le paramètre important de l'amélioration de la durée de vie en fatigue. Néanmoins, Amrouche et ses co-auteurs dans [50] et récemment Yongshou et ses co-auteurs dans [56] ont conclu que le degré de dilatation n'influence pas la magnitude des contraintes résiduelles en compression mais a une influence sur la taille de la zone de contraintes résiduelles en compression et sur la taille de la zone de déformation plastique.

- **l'effet des frottements entre le mandrin et la surface du trou :**



**Fig II.14 Effet du frottement entre le mandrin et la surface du trou sur la distribution de la contrainte résiduelle [56]**

L'effet des frottements entre le mandrin et la surface du trou, qui aurait eu un effet local sur les contraintes résiduelles de compression circonférentielles. En effet, Yongshou et ses auteurs dans [56] ont étudié numériquement l'effet du coefficient de frottement et ont découvert que ceux-ci affectaient la contrainte résiduelle radiale autour de la valeur maximale et la contrainte résiduelle circonférentielle près du bord du trou. Dans le même contexte, Yuan [58] a confirmé expérimentalement et numériquement cette dernière constatation. Donc, selon [59] [58], la répartition des contraintes résiduelles n'est pas uniforme dans l'épaisseur de la plaque, avec une valeur de compression maximale autour de la position à mi-épaisseur et une valeur minimale au niveau de la face d'entrée du mandrin du bord du trou. En conséquence, les fissures de fatigue commencent généralement à un emplacement proche de la face d'entrée. Afin de résoudre le problème de la non-uniformité, plusieurs solutions ont été proposées. La plus importants est la double expansion, voir [60] [61].

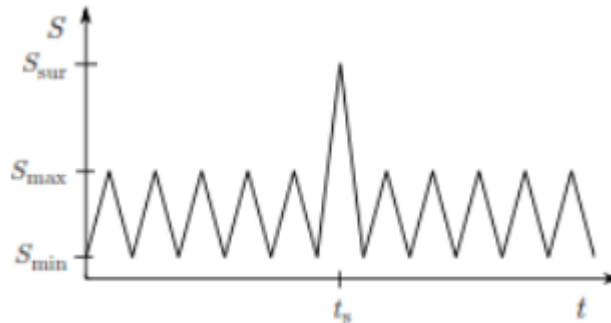
## II.4 PLASTIFICATION AU VOISINAGE DE LA FISSURE

### II.4.1 Surcharge

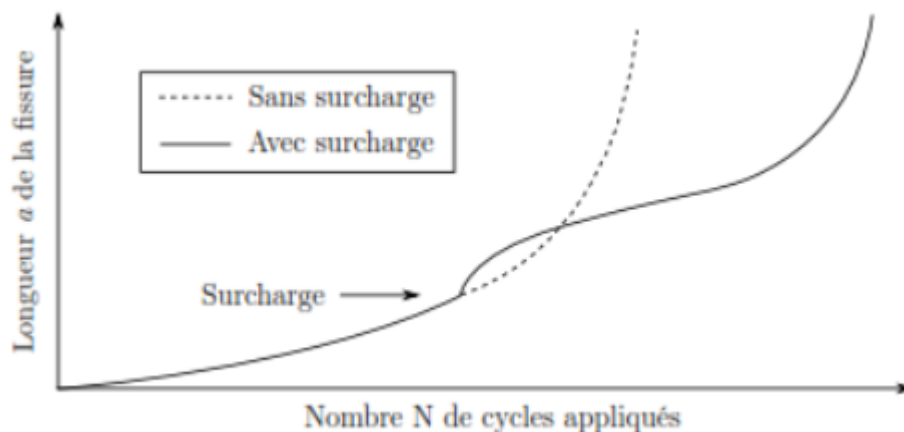
la propagation de la fissure sous charge cyclique constante voit un retard significatif lorsqu'une surcharge est appliquée [62]. L'augmentation du nombre de cycles (retard) concerne l'amplitude [63] [64] ainsi que le nombre de pics de surcharge [65] [66]. Le retard de propagation de la fissure s'explique principalement par la zone plastique générée au fond de la fissure. Plus la zone plastique est large, plus la période de retardement qui dure jusqu'à ce que la fissure se propage à l'extérieur est longue [65]. La plasticité joue un rôle important dans



l'affaiblissement du fond de fissure, entraînant progressivement le champ de contraintes à un niveau limité dicté, entre autres, par les conditions de contrainte ou de déformation plane. La zone plastique autour du fond de fissure est plus grande dans l'état de contrainte plane (structure mince, près des surfaces externes des structures épaisses) que dans l'état de contrainte plane provoquée par des fissures émanant de structures épaisses.



**Fig II.15 chargement à amplitude constante en fonction du temps avec une surcharge appliquée à l'instant  $t_s$  [67]**



**Fig II.16 – Evolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles après une surcharge [67].**

**Le retard est affecté par :**

**1- le rapport de surcharge :  $R = K_{pic}/K_{max}$**

Le retard est d'autant plus important que le rapport de surcharge est élevé (fig II.17).

**2- Le nombre de pics de surcharge**

Le retard est d'autant plus important que le nombre de cycles de surcharge est élevé (fig II.18)

**3- Le niveau du chargement de base**

Plus le niveau de chargement initial  $\Delta K$  est faible, plus le retard est important

4- La nature du matériau

Le retard est d'autant plus important que le matériau est ductile

5- L'épaisseur de l'éprouvette

Le retard est d'autant plus fort que l'épaisseur de l'éprouvette est faible.

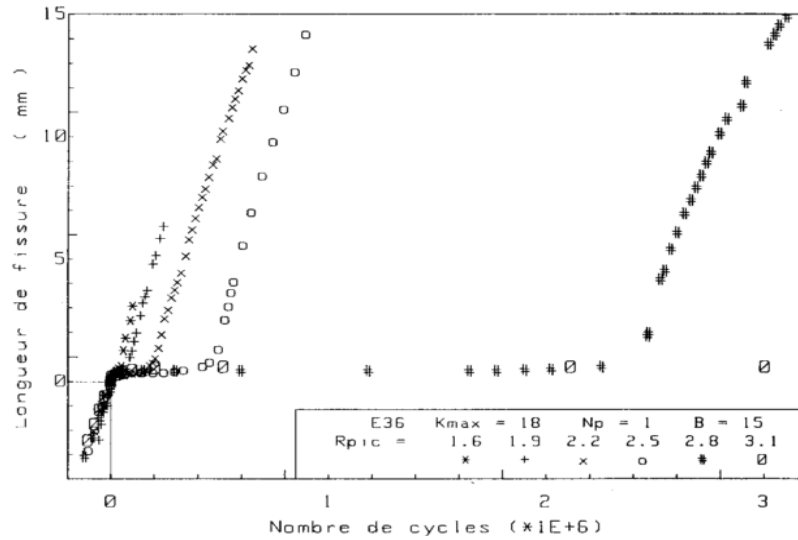


Fig II. 17 Effet du rapport de surcharge [68]

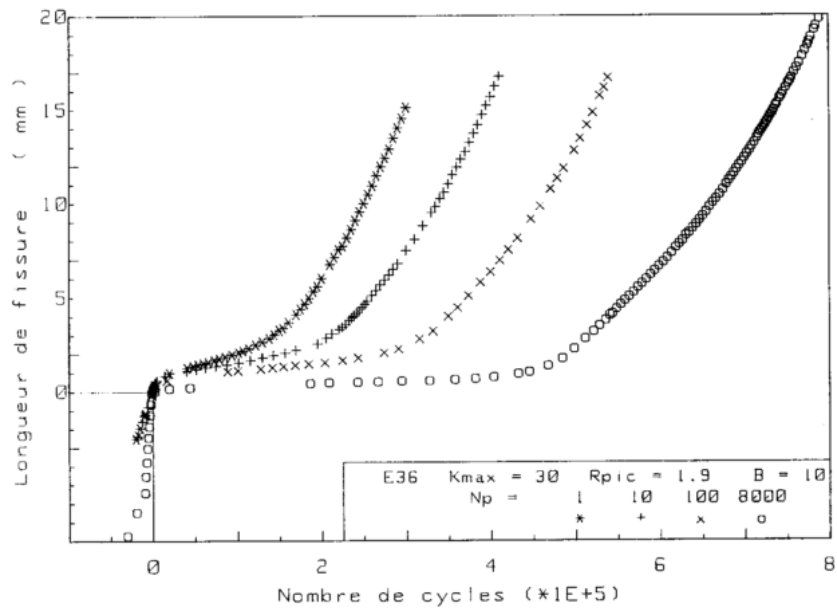


Fig II.18 Effet du nombre de pics de surcharge[68]

### II.4.2. Chauffage ponctuel (Spot Heating) :

Le retard de propagation de la fissure de fatigue peut être obtenu en chauffant (à une température sous-critique) un point en avant de la fissure. On observe que le retard augmente avec l'augmentation de la température de chauffage ponctuel [69].

Cette méthode proposée pour le chauffage non uniforme de la région autour du fond de fissure sous charge nulle. Le chauffage non uniforme est destiné à introduire un champ de contrainte résiduelle de compression avantageux, qui, à son tour, devrait retarder une fissure de fatigue.

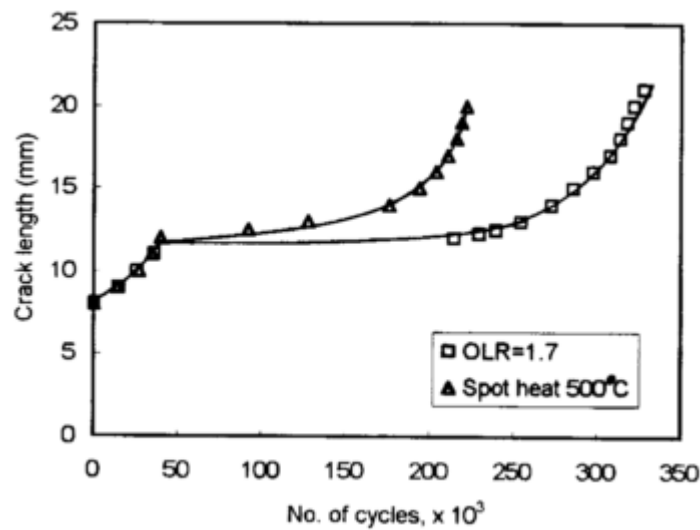


Fig II.19 Comparaison entre la technique de surcharge et le chauffage ponctuel [70]

Le comportement au retardement est comparable à celui obtenu dans un échantillon soumis à un pic de surcharge (fig II.19).

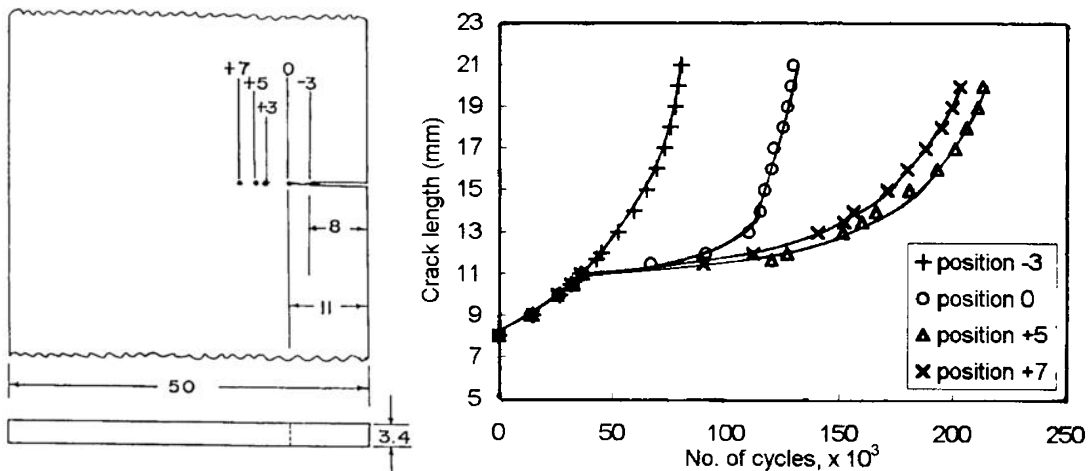


Fig II.20 Effet de position du point de chauffage [70]

La fig II.20 montre que le retard maximum est obtenu dans les échantillons chauffés localement à 5 mm en avant du fond de fissure.

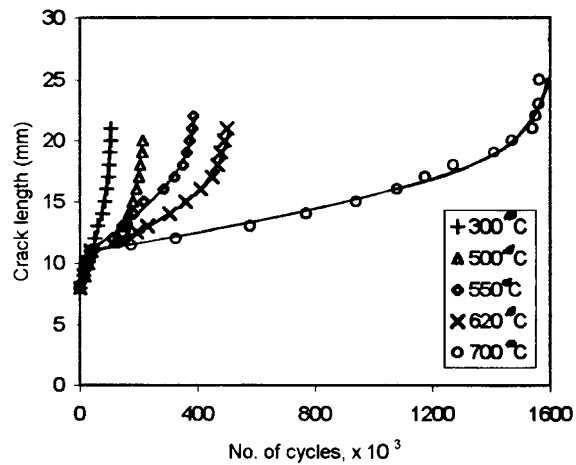


Fig II.21 Effet de la chaleur [70]

La fig II.21 représente l'effet de la température du chauffage ponctuel sur le comportement de la propagation de la fissure à la position +5. Il est évident que l'ampleur du retard augmente avec l'augmentation de la température du chauffage ponctuel. L'effet de retardement se produit même lors d'un chauffage ponctuel de l'échantillon à 300 ° C. Cependant, l'amplitude observée du cycle de retard est juste de  $1,85 \times 10^4$  cycles tandis que le cycle de retard augmente à un niveau de  $1,34 \times 10^6$  cycle en augmentant la température de chauffage à 700 ° C. Le retard de propagation des fissures observé peut être dû au développement de contraintes de compression résiduelles, conséquence du chauffage non uniforme de l'éprouvette.

### II.4.3 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 des deux côtés 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. Cette technique ne peut pas être répétée plusieurs fois car un sur-broyage diminue l'intégrité des composants défectueux [71].

Goto et al. [72] et Miyagawa et al. [73] ont pressé des billes d'acier pour faire des empreintes dans l'éprouvette au niveau du fond de fissure et des deux côtés du chemin de fissure attendue, respectivement. Ils ont constaté que les contraintes de compression résiduelles au fond de la fissure créées pour réduire le taux de propagation de la fissure étaient importantes et que plus la charge d'indentation était importante, plus le retardement de la fissure était marqué. En

pratique, plusieurs facteurs sous-jacents peuvent contribuer aux phénomènes transitoires de propagation de la fissure chez les spécimens fatigués indentés. Celles-ci comprennent l'écrouissage et la fermeture de la fissure résultant des contraintes de compression résiduelles.

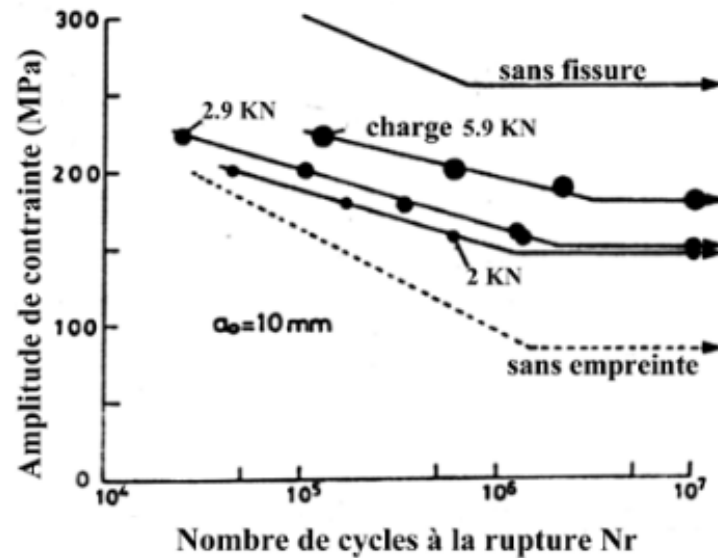


Fig II.22 Présentant les courbes d'endurance, montre que la résistance à la fatigue augmente avec la charge de pression.[73]

Rijk et autres [74] 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.

Table II.3 Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation [75].

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

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/mm<sup>2</sup> (63.7 N/mm<sup>2</sup>) et d'un facteur de 102 pour une amplitude de contrainte  $\sigma_a = 5.0$  Kgf/mm<sup>2</sup> (49 N/mm<sup>2</sup>).

## II.4.4 Grenailage

Le grenailage est une technique attrayante pour la performance améliorée des composants métalliques par la fatigue, car il augmente la prévention de la durée de vie des fissures dues à la fatigue et retarde la propagation précoce des fissures (fig II.23).



Fig II.23 Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée.

Il y'a trois différents types de grenailage :

### 1. Le grenailage au laser (Laser Shock Peening LSP)

Le LSP est un processus mécanique (travail à froid) où les impulsions frappent la surface avec une intensité de puissance élevée et des ondes de choc sont générées [76]. Ces ondes déforment plastiquement la surface et les contraintes de compression sont étendues dans le sous-sol [77]. En conséquence, une contrainte résiduelle de compression est induite à la surface pour améliorer sa résistance à la fatigue. Ces contraintes de compression dynamiques sont les plus élevées en surface et diminuent avec la profondeur dans le matériau [78]

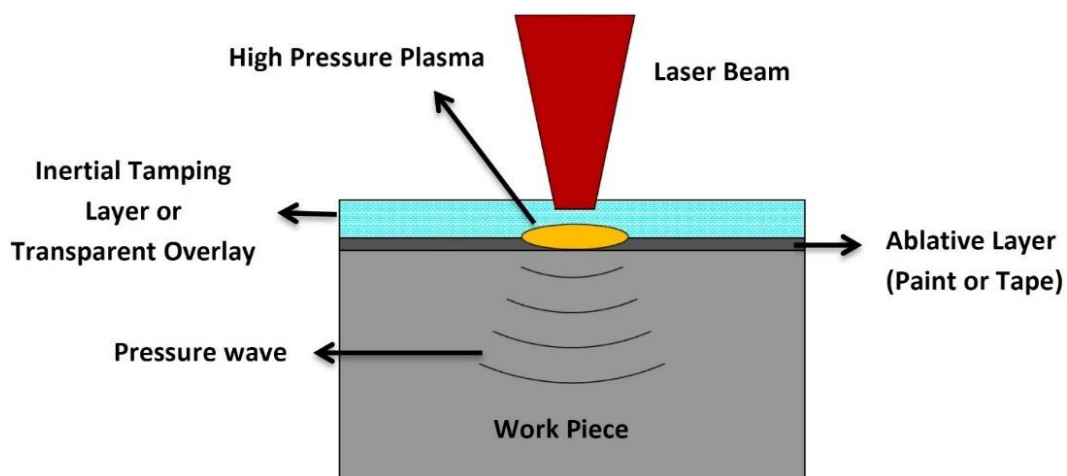


Fig II.24 Technique de grenailage au laser

Ce processus LSP est représenté schématiquement à la fig II.24. La déformation plastique entraîne une multiplication et des mouvements de dislocations élevés qui affectent la microstructure et les propriétés du matériau [76]. Peyre et al. [77] ont montré que l'augmentation de la pression de choc laser augmente la profondeur de la déformation plastique.

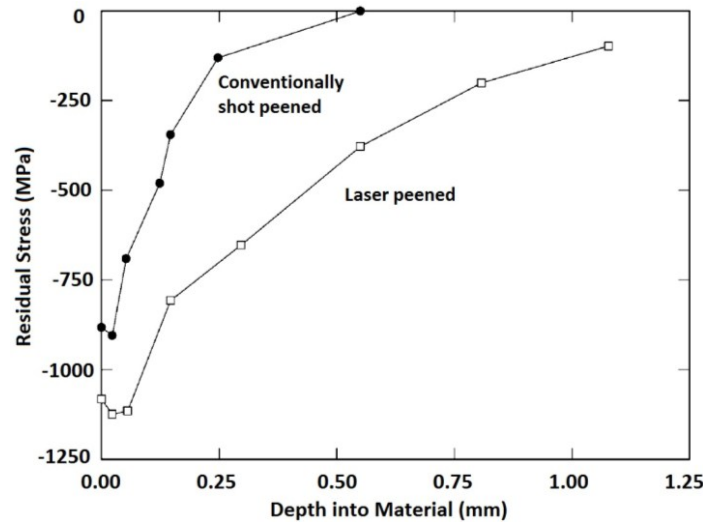


Fig II. 25 Comparaison entre le grenailage au laser et le grenailage aux billes [79]

La contrainte résiduelle de compression induite est le principal résultat de la technique LSP ainsi que du SP conventionnel. Un certain nombre de chercheurs ont débattu des avantages du LSP par rapport au SP, ce qui découle des effets bénéfiques des deux processus de raffinage. Cependant, le peeling laser a montré des avantages plus remarquables liés à la profondeur et à l'ampleur des contraintes résiduelles de compression.

La fig II.25 montre que le LSP fournit des contraintes résiduelles plus élevées à la surface supérieure.

## 2. Grenailage au martelage (Hammer Peening HP) :

Un poinçon en forme de boule frappe la surface de la pièce à haute fréquence tout en étant déplacé latéralement. Chaque course crée une déformation provoquant des contraintes résiduelles et entraînant un durcissement (fig II.26).

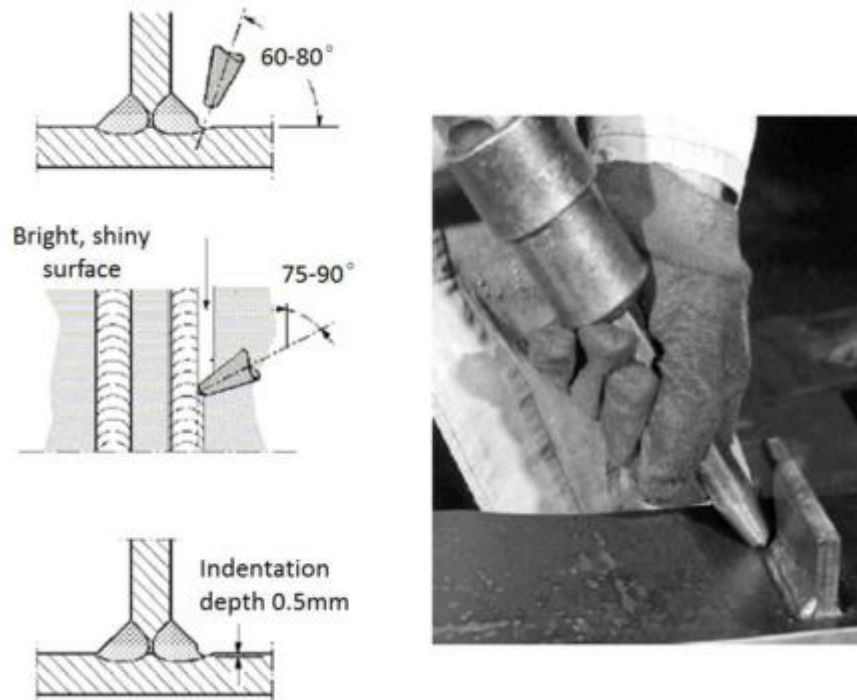


Fig II.26 Technique de grenailage au martelage

Selon Dexter et al [16], les fissures superficielles atteignant 3 mm de profondeur peuvent être réparées par martelage. Les auteurs ont affirmé que l'application de la technique aux soudures fissurées en service rétablissait la résistance à la fatigue restante à la nouvelle soudure d'origine. Il a en outre été signalé que ces traitements, lorsqu'ils sont appliqués de manière optimale, peuvent entraîner une résistance à la fatigue correspondant au moins à une catégorie de fatigue supérieure à celle du détail d'origine.

Cela peut être mieux appliqué aux fissures de dimensions microniques et ne montre pas d'amélioration significative de la résistance à la fatigue sur les soudures macro fissurées.

La Fig II.26 représente l'agencement typique de martelage, En général, une profondeur d'indentation de 0,5 mm est un bon compromis entre la durée de traitement et l'efficacité. Le martelage est considéré comme une méthode efficace et fiable pour améliorer la résistance à la fatigue de la structure, même dans le cas de soudures de qualité médiocre. D'autre part, il s'agit d'une opération très bruyante et difficile à exécuter par l'opérateur pendant de longues périodes en raison des fortes vibrations transmises directement par l'équipement de grenailage. La force requise de l'impacteur sur la pièce est  $> 200\text{N}$ . L'outil de ponçage peut se déplacer de manière instable et demande à l'opérateur un effort considérable pour le maintenir le long de la ligne de soudure pendant le traitement [80].



### 3. Grenailage aux billes (Shot Peening SP)

Le processus de grenailage aux billes est un processus de traitement de surface mécanique dans lequel un grand nombre de grenailles (billes rondes en métal, en verre ou en céramique), de dimensions caractéristiques comprises entre 0,2 et 1,0 mm, sont propulsées contre la surface d'une pièce à haute altitude. Des vitesses, généralement comprises entre 25 et 100 m / s, en utilisant de l'air comprimé [81]. Chaque coup de feu qui frappe le matériau agit comme un minuscule marteau à marteler, introduisant une petite empreinte à la surface. Le chevauchement des indentations de surface génère une couche de sous-surface avec des contraintes résiduelles de compression d'environ 70 à 80% de la limite d'élasticité. L'avantage majeur du grenailage est qu'il couvre de grandes surfaces à faible coût. Cependant, il est rare de l'appliquer à des structures de grande taille car un équipement spécial est nécessaire pour le nettoyage des tirs. De plus, la corrosion peut rapidement affaiblir les effets bénéfiques puisque seule la très fine couche superficielle de la plaque est déformée [80].

La grenaille durcit et endure la surface, et développe également une grande contrainte de compression dans les couches de surface. Des travaux antérieurs ont montré que l'effet de grenailage sur les alliages d'aluminium influence sur le comportement à la fatigue [82].

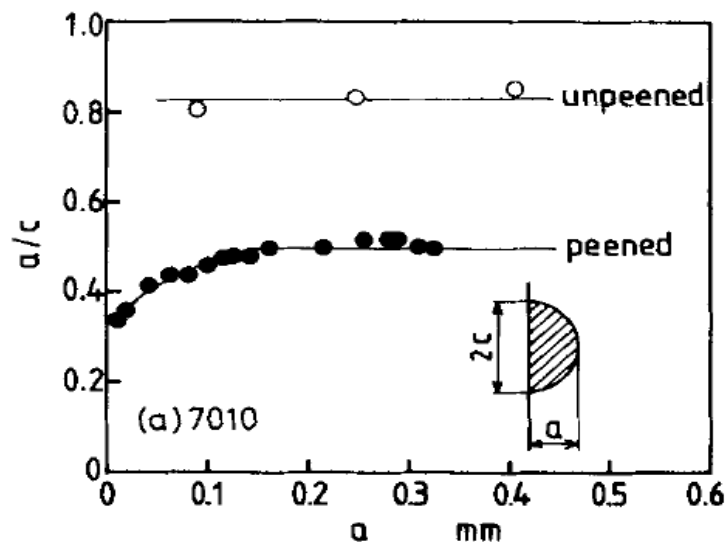


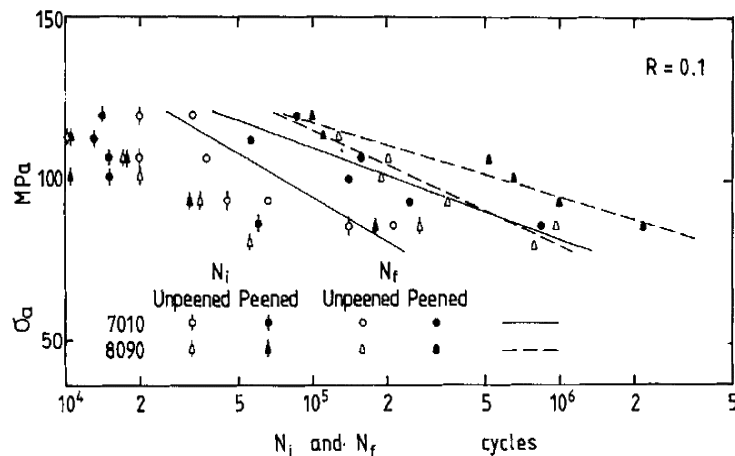
Fig II.27 Variation du rapport d'aspect de fissure  $a / c$  en fonction de  $a$  [82].

Avec :

$2c$  : la longueur de fissure à la surface

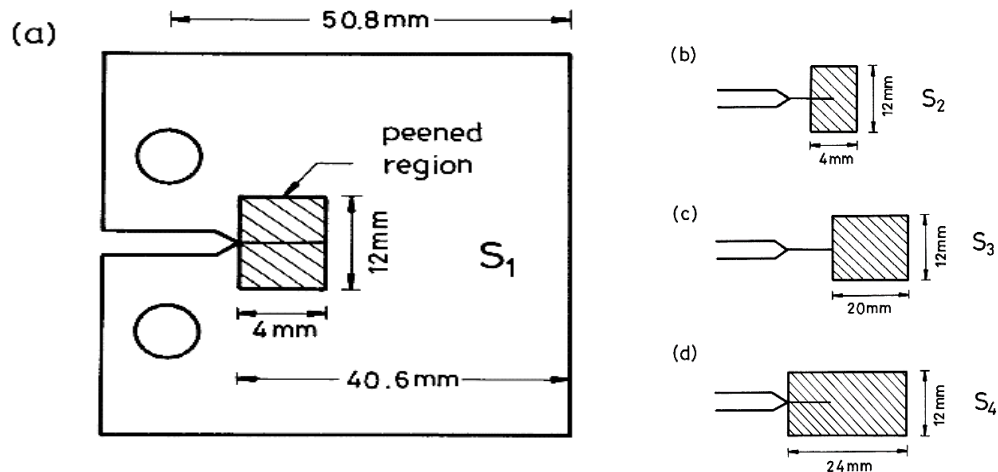
$a$  : la longueur de fissure maximale dans la direction de profondeur.

La variation du rapport d'aspect de fissure  $a/c$  avec  $a$  est représentée sur la Fig II.27. En alliage d'aluminium 7010, La valeur inférieure du rapport d'aspect de la fissure dans l'échantillon grenailé est le résultat des contraintes résiduelles compressives causé par le grenailage. La diminution du rapport d'aspect de la fissure de l'échantillon grenailé dans la couche de surface est causée par le fait que la source de la fissure dans les éprouvettes grenailée est toujours située dans une région de pliage de surface intense et la fissure initiale à une plus grande longueur de fissure sur la surface.



**Fig II.28 Relation entre l'amplitude de contrainte et le nombre de cycles pour déclencher l'initiation [82].**

La Fig II.28 montre que la durée d'initiation de la fissure est définie comme le nombre de cycles nécessaires pour pousser une fissure à une longueur de  $0,1\text{ mm}$ . Étant donné que la dispersion de l'ouverture de la fissure vit est assez grande, les courbes de corrélation entre l'amplitude de contrainte et le nombre de cycles de démarrage de fissure ne sont pas indiquées sur la fig. On constate que le démarrage des fissures vit d'éprouvettes grenailées dans les alliages d'aluminium 7010 et 8090 sont plus courts que ceux des éprouvettes non grenailées. Une autre recherche dans ce contexte a été faite par [83], il a fait une étude expérimentale pour montrer l'effet de la zone grenailée sur le comportement de la structure comme l'indique la fig II.29 .Dans cette figure, les plaques ont des trous rectangulaires différents qui ont été réalisés dans des positions particulières pour exposer la région désirée au flux de tir. L'échantillon plaqué a ensuite été bombardé avec une tige en acier rond avec une intensité. Les surfaces latérales de l'échantillon fatigué ont été étirées respectivement sur les régions (1) derrière la pointe de fissure pour  $S1$ ; (2) autour de la pointe de fissure pour  $S2$ ; (3) devant la pointe de fissure pour  $S3$ ; et (4) adjacente à l'encoche de démarrage pour  $S4$ .



**Fig. II.29 Emplacement des régions soumises à grenailleur: a) derrière la pointe de fissure, (b) autour de la pointe de fissure, (c) devant la pointe de fissure et (d) adjacente à l'entaille du démarreur [83].**

Des tests de fatigue ont été réalisés par la machine de fatigue. Le comportement de fermeture de la fissure a été mesuré avec une jauge de contrainte de face arrière.

Après cette étude il a trouvé que :

1. le grenailleur introduit dans différentes régions sur les surfaces latérales des éprouvettes fatiguées, a donné lieu à la variation de la grandeur de la durée de réinitialisation et du taux de propagation des fissures pour chacune de ces éprouvettes.
2. La dureté a augmenté au-dessous des couches superficielles d'éprouvettes fatiguées grenillées. L'augmentation de la dureté ou du durcissement par déformation n'est pas la cause principale du retard de fissuration. La fermeture de la fissure est supposée être la raison probable.
3. L'emplacement des régions grenillées a une incidence sur la fermeture des fissures et le retard de propagation qui en résulte. Dans le cas des régions grenillées devant la pointe de la fissure et à côté de l'entaille au démarrage, la reprise du taux de propagation régulière semblait ne pas être attendue. Ce phénomène est venu de l'observation que la fissure a été incorporée dans les régions grenillées pendant une grande durée, et l'effet de fermeture était, par conséquent longtemps considéré comme une croissance dépressive déprimante.

## **INTRODUCTION**

Les structures peuvent subir des dommages locaux et des fissures microscopiques à cause des défauts métallurgiques ou des conditions d'exploitation extrêmes, L'accumulation de défauts a un effet néfaste sur la durée de vie de ces structures. Afin d'arrêter l'évolution de ces défauts, plusieurs techniques de réparation ont été proposées comme il a été mentionné dans la première partie de ce chapitre. Pour éviter les inconvénients des méthodes de réparation traditionnelles, les chercheurs ont trouvé une nouvelle solution qui a aidé à surmonter les difficultés existantes. Dans ce contexte, le patch de matériau composite est une méthode très prometteuse pour réparer et / ou renforcer les structures métalliques [84,85]. Les patchs composites empêchent la propagation des fissures et prolongent donc la durée de vie de la structure réparée. Il est utilisable dans des environnements explosifs. Ainsi, ils peuvent être complétés plus rapidement avec un faible poids ajouté et ne provoquent pas de concentration de contraintes. Ces caractéristiques réduisent considérablement le coût et le temps des réparations et des renforts.

Plusieurs recherches ont été effectuées dans le passé et continuent jusqu'à présent à améliorer les paramètres affectant l'efficacité de la réparation par patch composite. Cette partie présente des recherches étudiant l'effet des différents paramètres géométriques et mécanique sur la qualité de réparation par patch en composite.

### **III.1. EFFET DE TYPE D'ANALYSE**

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 pour changer 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. Les analyses des structures réparées par patch en composites collés ont fait l'objet de nombreuses études. La plupart de ces études portaient sur la tolérance aux dommages de la structure réparée à l'aide

d'une analyse linéaire. Des chercheurs [86,87] ont fait une analyse non linéaire de la structure réparée par patch composite collé pour étudier ses effets sur la tolérance aux dommages de la structure réparée. Il est utilisé dans l'analyse non linéaire la technique à trois couches qui comprend une non-linéarité géométrique pour tenir compte de grands déplacements de la structure réparée et également un matériau non-linéarité de l'adhésif. La technique à trois couches utilise l'analyse des éléments finis à deux dimensions avec des éléments de plaque **Mindlin** pour modéliser la plaque fissurée, et le patch adhésif composite. Les effets de la non-linéarité géométrique sur la tolérance aux dommages de la plaque fissurée sont étudiés par le calcul du facteur d'intensité de contrainte et le taux de propagation de la fissure de fatigue dans la plaque. L'adhésif est modélisé sous la forme d'un matériau non linéaire pour caractériser le comportement décohésion. L'analyse élastique-plastique de l'adhésif utilise le modèle de **Drucker-Prager** prolongée. Une discussion détaillée sur les effets de l'analyse non linéaire pour une réparation de la pièce composite collée d'une plaque en aluminium fissurée.

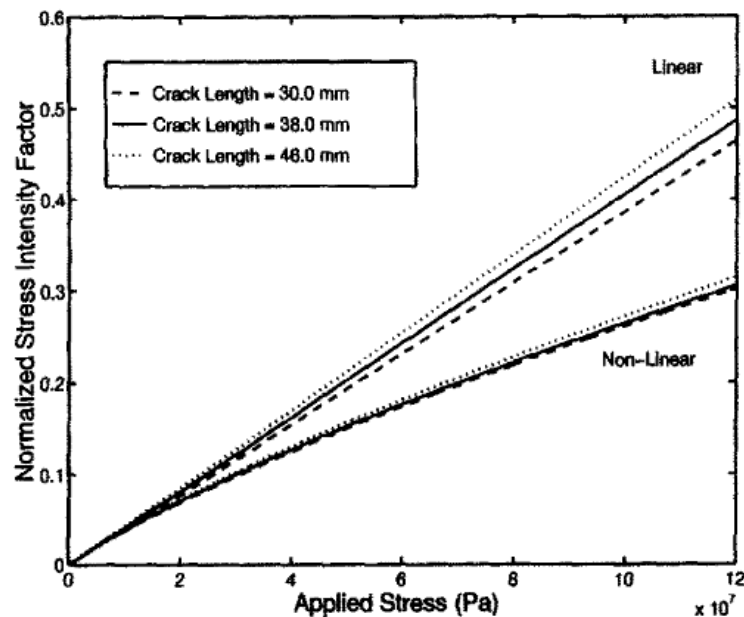


Fig III.1 Valeurs de FIC normalisé en fonction du chargement appliqué pour une géométrie linéaire et non linéaire [86]

Pour l'analyse géométriquement non linéaire, les facteurs d'intensité de contrainte ont été calculés à partir de ces équations :

$$K_I^2 + K_{II}^2 = \left( \frac{GE}{\beta} \right) \quad (III.1)$$

$$\sum_{i=1}^n \left[ (K_I^i)^2 + (K_{II}^i)^2 \right] = \sum_{i=1}^n \left( \frac{GE}{\beta} \right) \quad (\text{III.2})$$

Pour les trois longueurs de fissure ; les farceurs d'intensité des contraintes ont été calculés pour l'analyse linéaire. La comparaison des facteurs d'intensité de contrainte normalisés par rapport à la charge appliquée, sous une charge mécanique uniquement, l'analyse géométrique non linéaire et de l'analyse linéaire sont illustrées dans la Fig III.1. Celle-ci Fig montre que pour les analyses linéaires et non linéaires, le facteur d'intensité de contrainte augmente quand la longueur de fissure augmente. Les facteurs d'intensité de contrainte de l'analyse non linéaire sont inférieurs par rapport à ceux de l'analyse linéaire. Les différences entre les valeurs de FIC des deux analyses sont dues au champ de déplacement, près de la pointe de fissure, entre l'analyse géométrique linéaire et non linéaire [86].

### III.2. EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH ET DE L'ADHESIF

Une étude paramétrique a été effectuée pour voir la sensibilité de réparation par rapport aux paramètres géométriques du patch (hauteur, largeur et épaisseur) et l'épaisseur de l'adhésif [88,89]. En considérant une charge de traction de **70 MPa** et une longueur de fissure de **12 mm** comme indiquée la Fig III.2 représente le facteur d'intensité de contrainte en fonction de la hauteur de patch  $H_p$  pour différentes largeurs de patch  $W_p$ . On constate que le *FIC* augmente rapidement pour les petites largeurs de patch (c.-à-d. Moins de **40 mm**), ce qui indique que l'efficacité du patch est fortement réduite lorsque sa largeur devient proche de la longueur de fissure car les contraintes de champ singulières ne sont pas complètement récupérées. En ce qui concerne la hauteur du patch, on peut observer qu'une dimension optimale existe dans la direction perpendiculaire à la ligne de fissure. Ce résultat peut sembler surprenant, car on peut s'attendre à ce qu'une plus grande hauteur de patch induit systématiquement plus de renforcement et donc moins de stress à la pointe de fissure. Cependant, l'observation de la déformation du modèle montre qu'il existe un transfert de contraintes dans le système de plaques-plaques en raison de distributions de rigidité non uniformes induites par le patch, ce qui entraîne une augmentation du débit de stress avec l'augmentation de la surface des plaques renforcées [88,90].

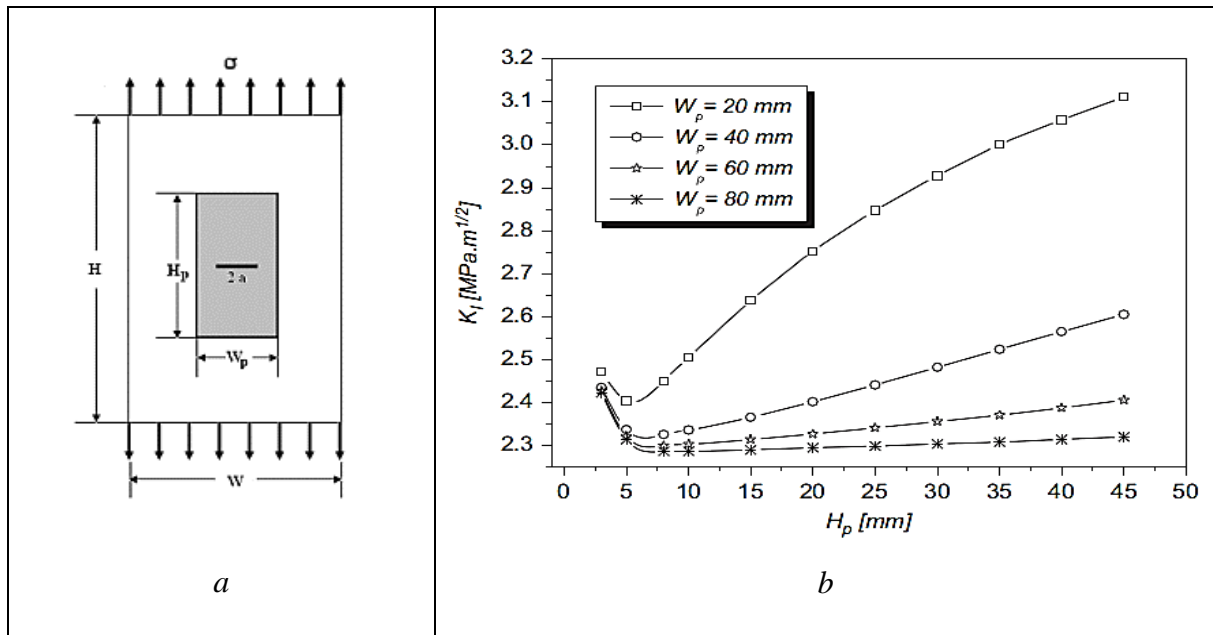


Fig III.2. a) modelé analysé b) Evolution de FIC en fonction des paramètres géométriques ( $H_p$  et  $W_p$ ) du patch [88].

La Fig III.3 représente l'effet de l'épaisseur d'adhésif et de patch sur l'évolution du facteur d'intensité des contraintes. On remarque que les tendances de la variation sont opposées. Contrairement à l'épaisseur du patch  $T_p$ , l'augmentation de l'épaisseur de l'adhésif  $T_c$  entraîne une augmentation du facteur d'intensité des contraintes. Ceci est attendu, car une grande épaisseur d'adhésif entraînera une réparation plus résiliente permettant une plus grande déformation de la feuille d'aluminium. À partir de ces chiffres, on conclut que les épaisseurs de patch et d'adhésif sont des variables de conception prédominantes qui déterminent l'efficacité de la réparation du patch [91].

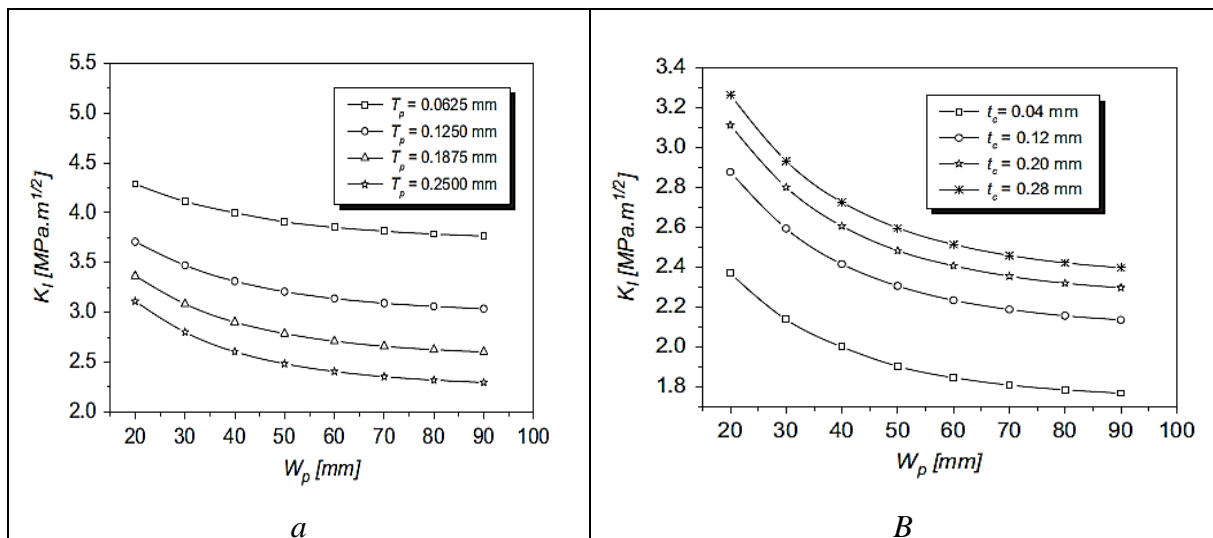
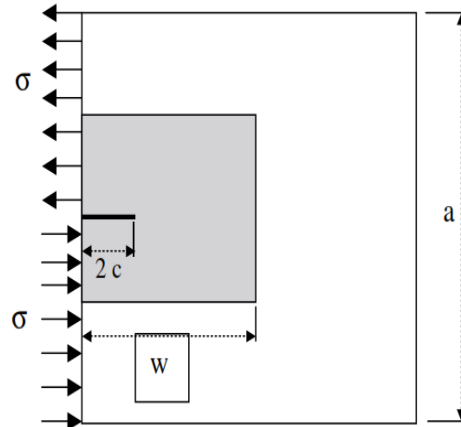


Fig III.3. a) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs de patch b) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs d'adhésif [88].

Dans ce contexte, des auteurs [92, 93,94] ont conclut que l'épaisseur de l'adhésif doit être optimisée afin de réduire l'intensité des contraintes à la pointe de la fissure. A. Megueni [95] a fait la même étude mais pour le mode de rupture II comme indiqué dans la Fig III.4



**Fig III.4 Modèle géométrique de la structure patchée pour le mode de rupture II [93]**

Après la simulation numérique, il conclue que le facteur d'intensité de contrainte est asymptotique à la limite de la réparation de patch et le *FIC* en mode *II* pure est fortement réduit par la présence d'un patch .L'augmentation de l'épaisseur du patch réduit considérablement l'intensité du stress à la pointe de la fissure (90%). Pour les fissures inférieures, l'épaisseur du patch inférieur est souhaitable. Le facteur d'intensité présente un comportement asymptotique à mesure que la longueur de fissure augmente.

### **III.3 EFFET DES PROPRIETES MECANQUES**

La réparation composite prend de l'importance pour prolonger la durée de vie des structures endommagées. Il existe de nombreux paramètres tels que les propriétés mécaniques des patches et des adhésifs, la configuration des patches et la forme des patches en fonction des performances de la réparation composite.

#### **III.3.1 Effet des propriétés mécaniques du patch**

En raison de divers avantages des matériaux composites, la méthode de collage du patch a reçu beaucoup d'attention des chercheurs et des ingénieurs. Des études considérables ont été effectuées pour mettre en évidence l'effet de type de patches composites collés sur les paramètres de rupture tels que les facteurs d'intensité de contrainte (*FIC*) [95,93]. Dans cette étude une modélisation par éléments finis est effectuée avec un patch de type Boron/époxy et un autre type Graphite/époxy pour analyser l'effet des propriétés mécaniques des patches composites collés sur la qualité de réparation en mode *I* pure [93]. La Fig III.4 représente le modèle



géométrique de la structure patchée.

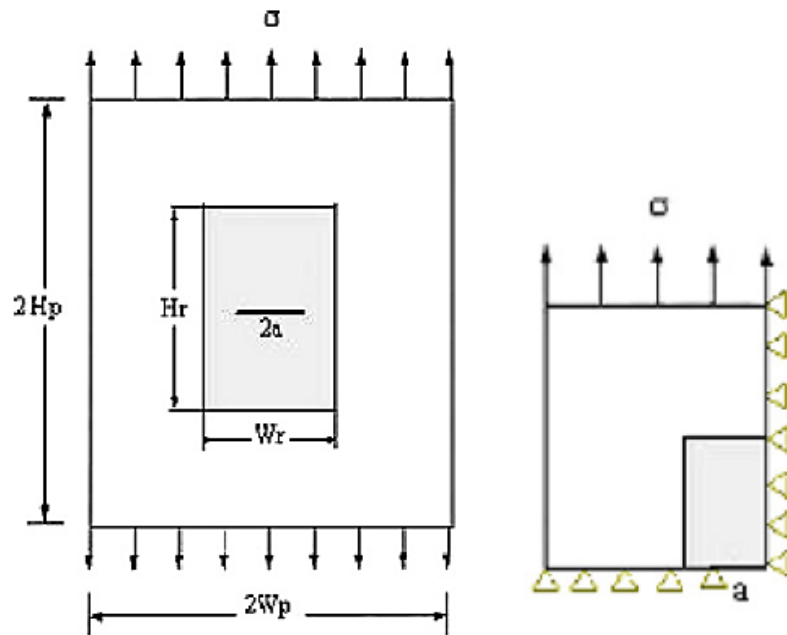


Fig III.5 Géométrie de la plaque patchée [93]

Vu la symétrie de la géométrie et des conditions de chargement suivant les axes  $X-X$  et  $Y-Y$ , uniquement le un quart ( $1/4$ ) de la structure est analysée afin de minimiser le temps de calcul.

Les dimensions et les propriétés des matériaux du modèle réparé sont données dans le tableau III.1

Table III.1 Dimensions et propriétés des matériaux [93].

Propriétés et dimensions	Matériaux			
	Aluminium 2024-T3	Adhésif (FM73)	Boron/epoxy	Graphite/epoxy
$E_1$ (GPa)	72	0.97	208	172
$E_2 ; E_3$ (GPa)	-	-	25.4	10.34
$\nu_{12} ; \nu_{13}$	0.33	0.32	0.17	0.3
$\nu_{23}$	-	-	0.04	0.18
$G_{12}$ (GPa)	-	-	7.24	4.82
$G_{13} ; G_{23}$ (GPa)	-	-	4.94	3.1
W (mm)	120	180	180	180
H (mm)	120	90	90	90
t (mm)	3	0.2	1	1

L'effet de type de patches composites collés sur la réparation d'une plaque fissurée est représenté sur la figure III.6.

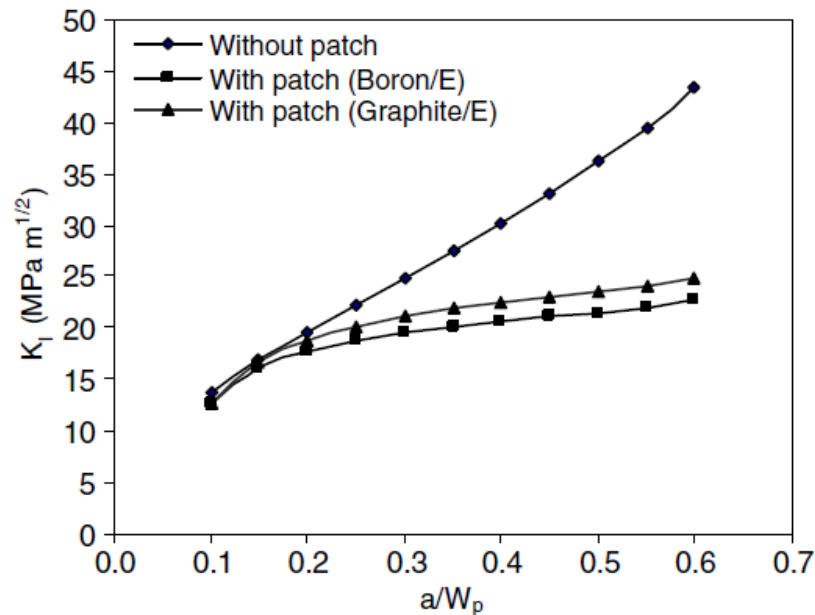


Fig III.6 Variation du FIC en fonction de la longueur de fissure [93].

Cette dernière montre les variations du facteur d'intensité de contrainte en mode I ( $K_I$ ) en fonction de la longueur de fissure pour des propriétés du matériau de patch ( $Gr/E$  et  $Br/E$ ). On remarque que l'augmentation de la fissure conduit à une augmentation du facteur d'intensité de contrainte  $K_I$ . On peut noter que le renforcement avec le patch diminue considérablement le facteur d'intensité de contrainte ( $FIC$ ). Ce dernier porte la charge dans la zone de fissures. Le patch  $Br/E$  réduit  $K_I$  plus que le patch  $Gr/E$ . Cela signifie que des matériaux de patches plus rigides sont souhaitables pour la réparation et l'extension de la durée de vie de la structure endommagée [96,78].

### III.3.2 Effet des propriétés mécaniques de l'adhésif

L'adhésif joue un rôle important dans la réparation par patches composites collés car, d'une part, elle assure le transfert des charges entre le patch composite et la plaque fissurée, et d'autre part, elle maintient les deux structures ensemble. C'est pour cette raison que plusieurs travaux ont été réalisés afin d'étudier l'effet des propriétés mécaniques de L'adhésif sur la structure réparée [95, 90,97]. Les adhésifs de meilleure qualité sont caractérisés par un faible module de cisaillement, ce qui permet d'atténuer les contraintes transmises par l'adhésion. Dans le cas de structures réparées, l'objectif est de transmettre le maximum de contraintes à l'adhésif et par conséquent au patch afin de les réduire à la pointe de fissure. Théoriquement, il est donc préférable d'utiliser des adhésifs avec un module de cisaillement élevé (adhésif de mauvaise

qualité) pour réparer les fissures ou les défauts [95, 90,98]

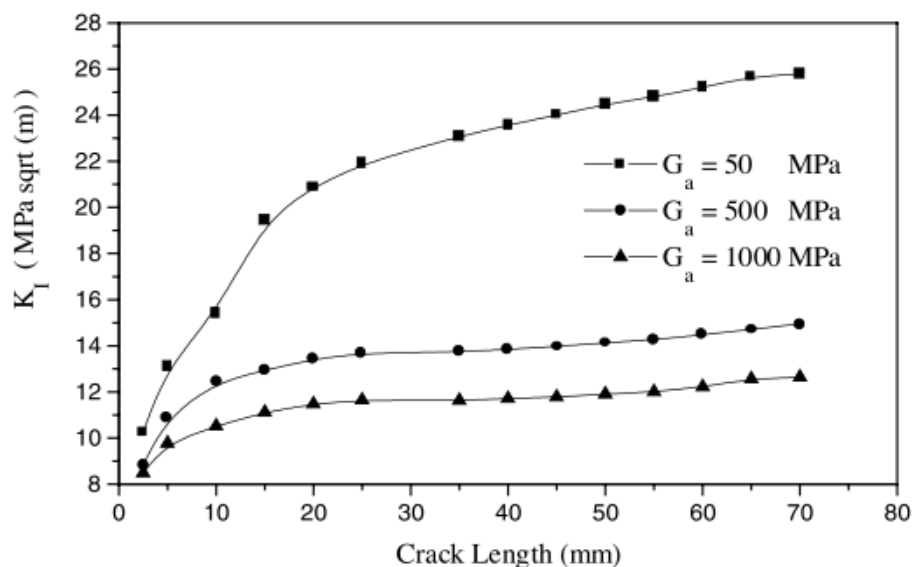


Fig III.7. Effet de module de cisaillement de l'adessif sur les valeurs du FIC [95].

La figure III.7 représente la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour différentes valeurs du module de cisaillement de l'adhésif. On remarque que le facteur d'intensité de contrainte diminue quand le module de cisaillement de l'adhésif augmente, Ce résultat confirme ce qui a été dit précédemment, Pour une meilleure explication de l'effet de la loi de comportement du l'adhésif sur la valeur facteur d'intensité des contraintes, nous avons représenté la fig III.8. Cette dernière montre que l'augmentation du module de cisaillement de l'adhésif réduit la résistance à l'adhérence, ce qui peut générer une rupture d'adhérence. Par conséquent, le choix de l'adhésif (caractérisé par son module de cisaillement) pour réparer les fissures doit être optimisé afin de permettre la transmission des contraintes vers le patch et d'éviter la défaillance de l'adhésif.

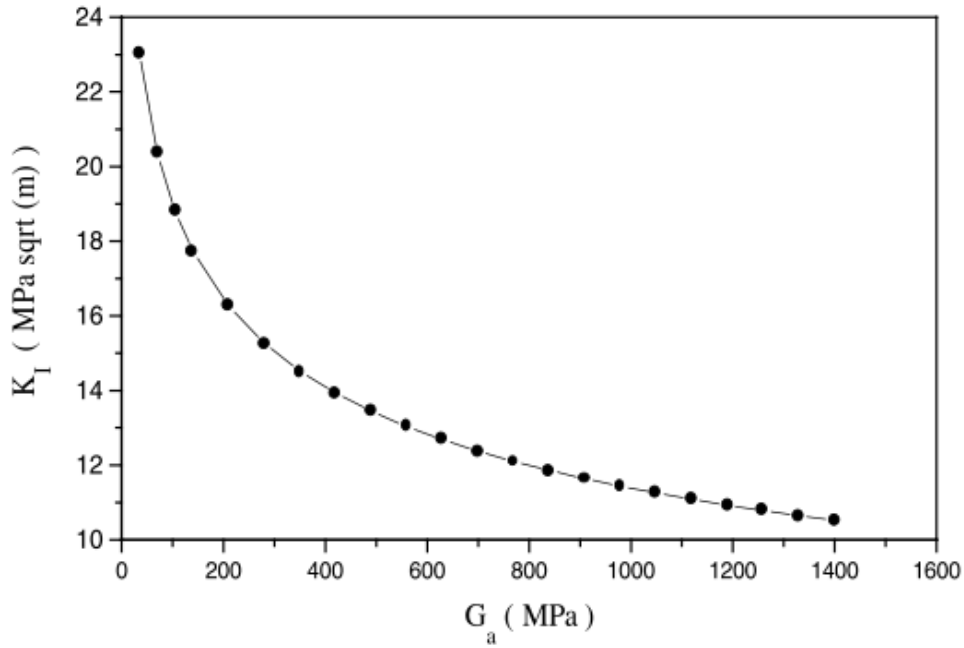


Fig III.8. Evolution du FIC en fonction du module de cisaillement de l'adessif [95].

### III.3.3 L'orientation des fibres du composite

Pour montrer l'effet des directions des fibres de patch composites sur la réparation d'une structure fissurée, deux cas ont été considérés. Le premier cas consiste à prendre un patch ayant des fibres selon la direction  $X$  parallèle à la fissure. Dans le deuxième cas, les fibres sont perpendiculaires à la fissure (direction  $y$ ) [90,99].

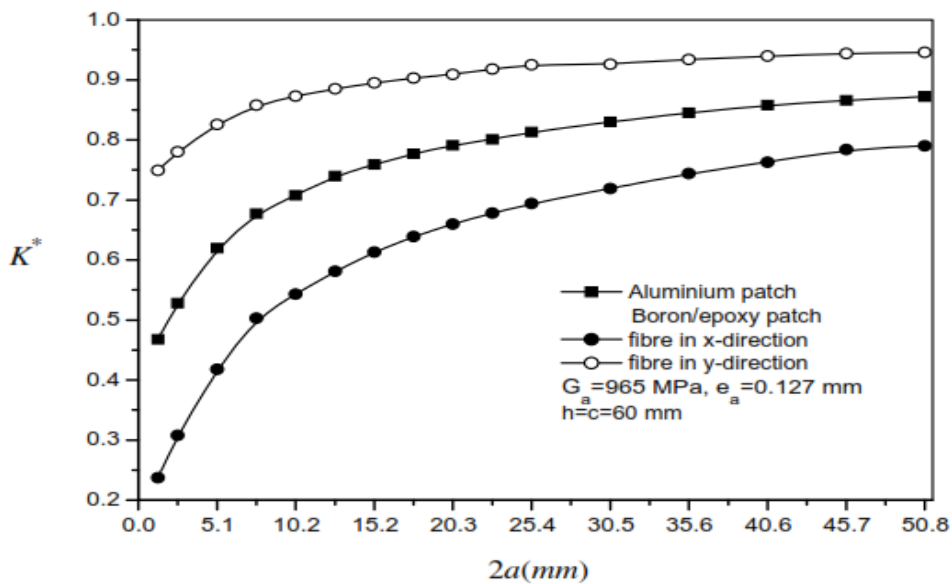
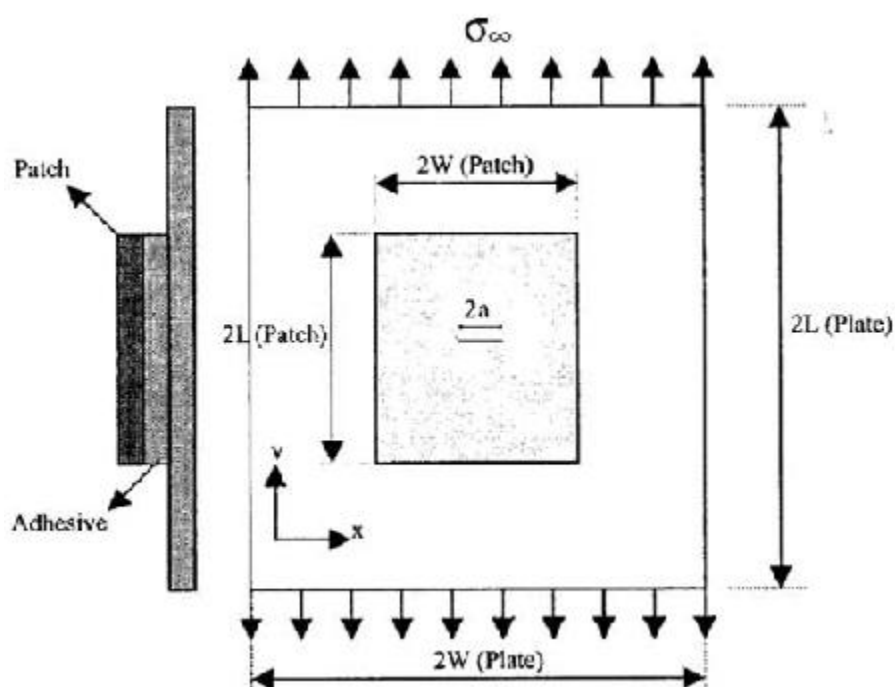


Fig III.9. L'effet de l'orientation des fibres d'un patch octogonal sur le FIC [90].

A partir des résultats obtenus, (Fig III.9) on remarque que l'application d'un même patch de matériau composite dans le processus de réparation de structure fissurée donne des différents résultats. La courbe du *FIC* montre que la structure réparée par patch à des fibres dans la direction *Y* converge rapidement par rapport aux plaques métalliques et au patch composites à des fibres en direction *X*. La réduction du *FIC* est bien meilleure lorsque l'orientation des fibres est perpendiculaire à la fissure. La réduction maximale du patch composite de fibres dans la direction *Y* est d'environ 30% par rapport au patch métallique. Il passe de simple à double par rapport au patch composite de fibres en direction *X* [90].

### III.3.4 Le nombre des couches du patch

Des analyses tridimensionnelles sont effectuées pour étudier l'effet du nombre des couches du patch sur la durée de vie de la fissuration par fatigue des structures contenant des fissures, renforcées par des patches composites [92]. Il a étudié le comportement expérimental de propagation des fissures par fatigue d'une plaque en aluminium à une fissure centrale sous le mode-I réparée par patch en composite à un seul côté. La fig III.10 représente le modèle géométrique étudié.



**Fig III.10 géométrie et chargement de la structure patchée d'un seul côté [92]**

Les dimensions de la plaque, l'adhésif et les couches du patch sont données dans le tableau III.2

Table III.2 Dimensions de la plaque, l'adhésif et les couches du patch [92].

Material	Plaque d'Aluminium	Adhésif	Patch
$L(\text{mm})$	100	40	40
$W(\text{mm})$	50	35	35
$t(\text{mm})$	2.29 et 6.35	0.1	0.18 par couche

Les résultats obtenus par les essais expérimentaux sont représentés dans la Fig III.11

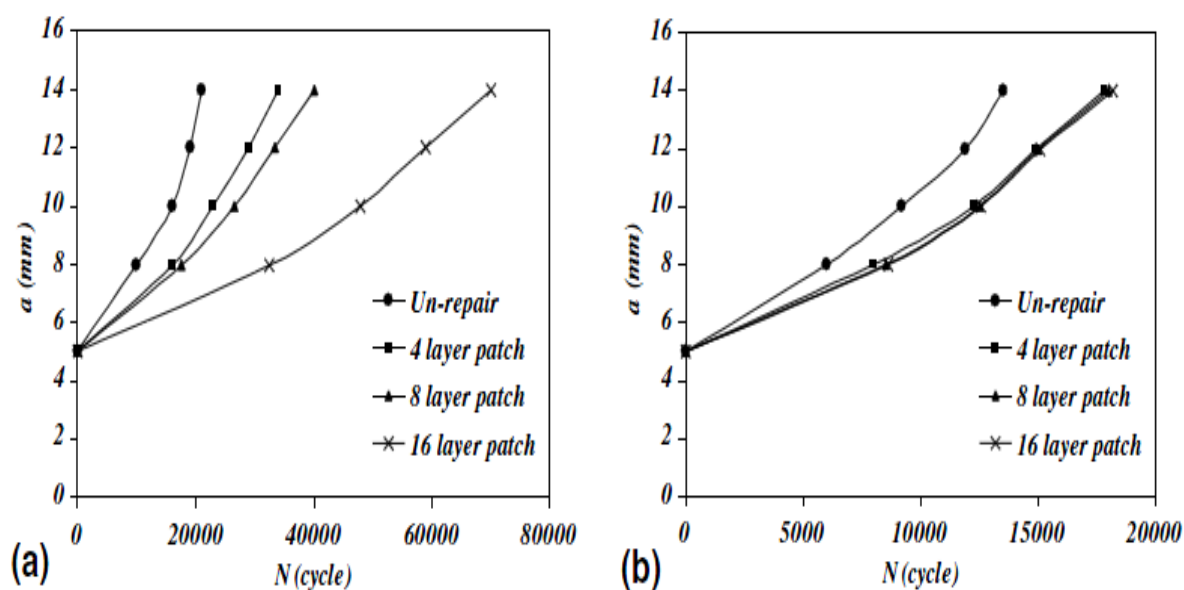


Fig III.11. Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour un plaque réparée et non réparée a)  $t=2.29$  mm. b)  $t=6.35$  mm. [92]

Cette Figure montre la variation de la longueur de fissure par rapport au nombre de cycles de charge pour les plaques réparées et non réparées avec nombres de couches différents de patch pour les plaques minces fig III.11.a et épaisses fig III.11.b. Cette Figure montre que la technique du collage du patch composite est efficace pour l'augmentation de la durée de vie pour les plaques minces et épaisses. La durée de vie des plaques réparées avec une épaisseur de 2,29 augmente significativement avec l'augmentation du nombre de couches du patch. Lorsque le nombre des couches du patch a augmenté de 8 à 16 couches, un grand effet se produit dans l'extension de la vie. Cependant, pour les plaques réparées avec une épaisseur de 6,35 mm, il n'y a aucune différence significative entre la durée de vie obtenue pour les plaques réparées avec 4, 8 et 16 couches. Il montre que la durée de vie de la fissure des plaques minces peut augmenter jusqu'à 236% en utilisant un patch de 16 couches. Cependant, pour les plaques épaisses, la durée de vie peut s'étendre à environ 21 à 35% à l'aide d'un patch de 4 couches et

la mise en œuvre des patches de 8 et 16 couches n'a pas d'effet significatif sur l'extension de vie par rapport à la durée de vie des patches de 4 couches [92].

### III.4 EFFET DE LA FORME DU PATCH

Certaines études précédentes ont essayé de concevoir la forme optimale pour améliorer la rupture et l'endommagement par fatigue [90,100]. M. Ramji [100] a analysé le problème de la réparation optimale de la forme d'un patch pour une plaque fissurée.

Dans cette étude, une analyse par éléments finis en 3-D a été effectuée pour obtenir une forme de patch composite optimale appliquée sur une structure avec une fissure centrale inclinée réparée par patch, Les formes de patch considérées sont le cercle, le rectangle, le carré, l'ellipse et l'octogone. De même, la réduction du FIC est comparée pour le même volume de patch [100]. La Fig III.12 représente les résultats de cette analyse.

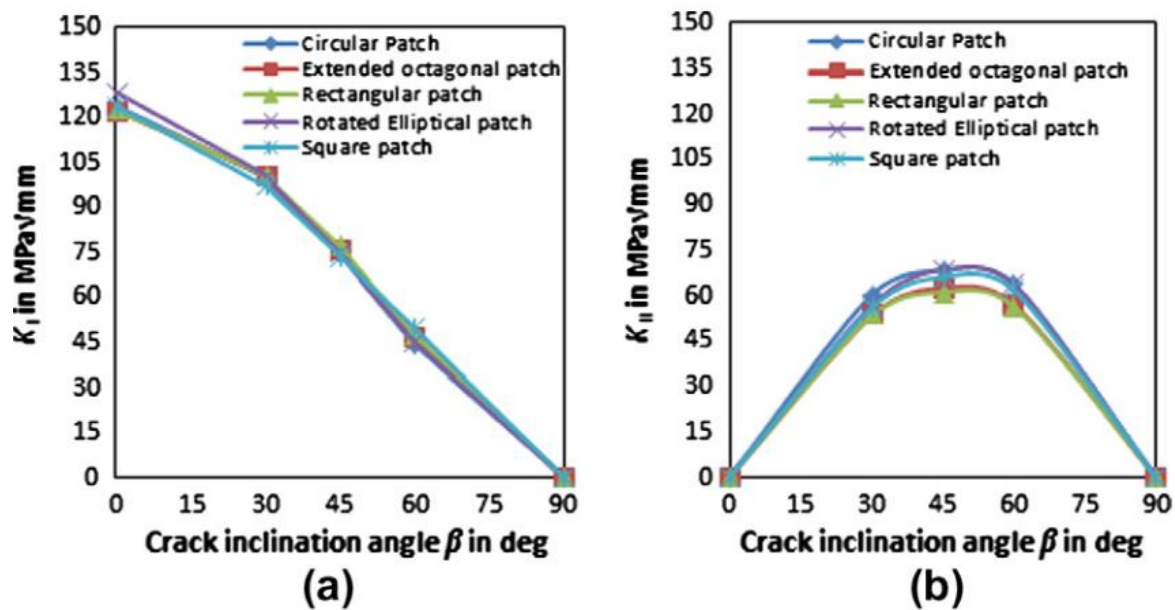


Fig III.12 Évolution du FIC en fonction de l'angle d'inclinaison β° pour différentes formes de patch [100]

Dans cette section, l'influence de la forme du patch sur la réduction du FIC pour différentes fissures inclinées est analysée pour une zone de patch fixe de 804 mm<sup>2</sup>, correspondant au cercle de rayon 16 mm. La Figure ci-dessus montre la variation du FIC ( $K_I$  et  $K_{II}$ ) pour différents angles d'inclinaison de fissure. La Fig III.12 a montré que  $K_I$  est supérieur à  $\beta^\circ = 0^\circ$  et il est inférieur à  $\beta^\circ = 90^\circ$ , parce qu'il y a un déplacement maximal d'ouverture de fissuration en  $\beta^\circ = 0^\circ$  par contre en  $\beta^\circ = 90^\circ$  le déplacement est nul. Il est également observé que pour un patch à double face, il existe une réduction significative de  $K_I$  pour les

formes carrées, rectangulaires et octogonales. De la fig III.12 b, on constate que  $K_{II}$  est supérieur à  $\beta^\circ = 45^\circ$  et nul pour les inclinaisons d'angles  $\beta^\circ = 0^\circ$  et  $90^\circ$ . A partir d'une observation globale, il existe une plus grande réduction du  $FIC$  avec les patchs octogonaux étendus et rectangulaires. On peut sûrement confirmer que la forme du patch influence sur l'évolution du  $FIC$  et son impact dépend des différentes inclinaisons de fissures [100].

### III.5 EFFET THERMIQUE SUR LA PERFORMANCE DE REPARATION

Pour étudier l'effet de la température sur une structure fissurée réparée par le patch collé pendant l'exécution de la technique de réparation [101,102]. Une Analyse numérique a été faite pour connaître la répartition des contraintes résiduelles thermiques dues au durcissement de l'adhésif. L'influence de ces contraintes résiduelles sur la performance de réparation est soulignée en analysant leur effet sur le facteur d'intensité de contrainte à la pointe de fissure. La figure III.13 représente le modèle géométrique à analyser.

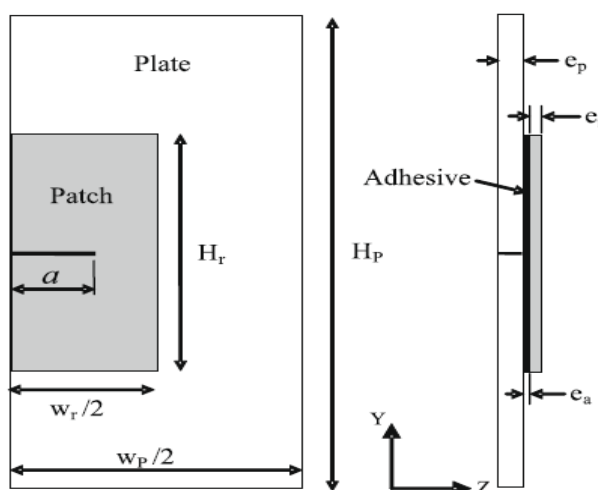


Fig III.13. Modèle géométrique [101]

Les propriétés élastiques et thermiques de la plaque, du patch et des adhésifs sont données dans le tableau III.3

Table III.3 Propriétés élastiques et thermiques des matériaux. [101]

Material	$E_L$ (GPa)	$E_T$ (GPa)	$\nu_{xy},$ $\nu_{xz}$	$\nu_{yz}$	$G$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)	$\alpha_T$ ( $10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ )	$\alpha_L$ ( $10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ )
Boron/epoxy	210	19.6	0.3	0.028	5.46	4.94	6.1	30.3
Aluminum	73	-	0.33	-	-	-	23.22	-
Adhesive	-	-	0.30	-	0.42	-	-	-

Dans cette étude, le facteur d'intensité de contrainte est calculé avec et sans présence de



contrainte résiduelle thermique afin d'estimer l'effet de ces contraintes sur les performances de réparation. Un chargement mécanique en traction de grandeur  $\sigma=70\text{ MPa}$  est appliqué à la plaque en aluminium avec un chargement thermique pour le processus de durcissement de l'adhésif. L'adhésif utilisé pour cette analyse est le *FM73* et les épaisseurs pour les différents matériaux sont: plaque ( $e_p = 3\text{ mm}$ ), patch ( $e_r = 1,5\text{ mm}$ ) et adhésif ( $e_a = 0,2\text{ mm}$ ).

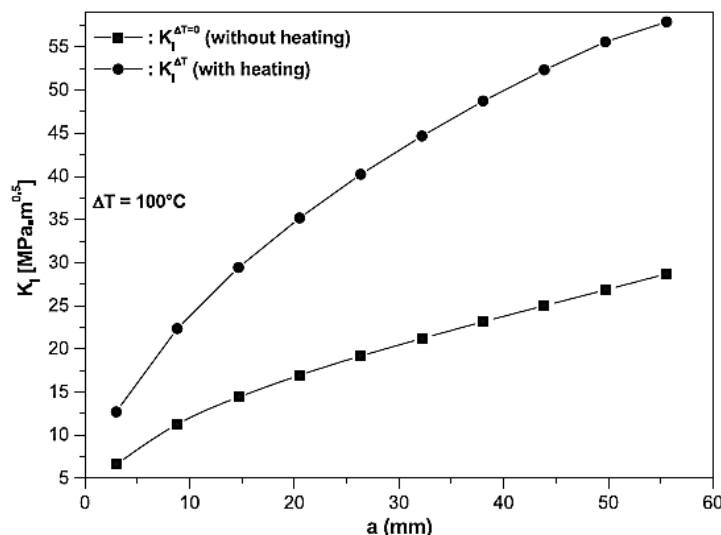


Fig III.14. Comparaison du FIC en fonction de la longueur de fissure entre  $\Delta T=0^\circ$  et  $\Delta T=100^\circ$  [101]

La fig III.14 présente la variation du *FIC* en fonction de la longueur de fissure pour deux cas de chauffage: avec chauffage ( $\Delta T = 100^\circ\text{C}$ ) et sans chauffage ( $\Delta T = 0$ ).  $\Delta T$  est la différence entre la température de chauffage et la température ambiante. On remarque que la présence de la contrainte thermique résiduelle (due au chauffage dans le processus de liaison) a un effet considérable sur la variation du *FIC* à la pointe d'une fissure. En effet, les valeurs du *FIC* ont fortement augmenté. Les résultats obtenus par cette analyse montrent que les contraintes thermiques normales dans la plaque et le patch sont importantes et que les contraintes de cisaillement sont moins significatives. Le niveau des contraintes thermiques dans l'adhésif est relativement élevé. La présence des contraintes thermiques augmente le facteur d'intensité de contrainte à la pointe de fissure, ce qui réduit les performances de réparation [101].

## **PARTIE A :**

# **L'EFFET DE LA FORME DU PATCH SUR L'EFFICACITE DE REPARATION D'UNE PLAQUE D'ALLIAGE D'ALUMINIUM FISSUREE**

## **VI.1 INTRODUCTION**

Les réparations par collage de patch externe sont constituées d'un assemblage d'une plaque endommagée, d'un joint (colle) et de patches en composite. Un tel système complexe est très difficile à modéliser pour déterminer correctement les champs de contraintes, de déformation et de déplacement en utilisant un modèle numérique. La présence des concentrations de contraintes en plusieurs zones rend la mission plus fastidieuse. À l'objectif d'optimiser des patches de réparation, divers paramètres d'influence doivent être considérés. Il est donc nécessaire d'établir un modèle de calcul, permettant de proposer des solutions de façon simple et rapide. Actuellement, les logiciels de calcul basés sur la méthode des éléments finis sont largement utilisés et les résultats numériques obtenus s'avèrent très satisfaisants si des modèles numériques sont correctement établis.

Dans la première partie de ce chapitre, nous allons présenter le modèle numérique utilisé : un logiciel commercial abaqus 6.14. Le modèle ainsi validé va être appliqué par la suite à l'ensemble des réparations considérées pour l'optimisation du système réparé.

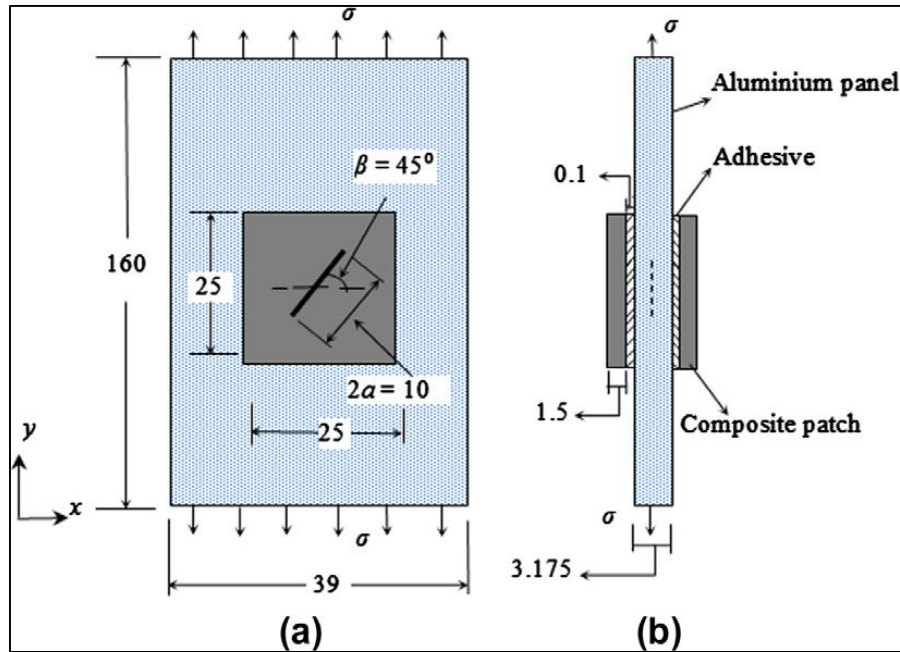
La méthode des éléments finis est la méthode la plus efficace pour le calcul du facteur d'intensité de contrainte pour plaque endommagée (contenant une fissure centrale inclinée de 45°) et plaque réparée.

## **VI.2 VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE**

Notre travail a été fait sur une éprouvette CCP (Center Cracked Panel). Cette étude permet de comparer les valeurs du facteur d'intensité des contraintes obtenues par la méthode des éléments finis avec celles déterminées par [103].

### VI.2.1 Modèle géométrique

La structure endommagée est montrée à la fig VI 1. Ce modèle est adapté à celui proposé dans [103]. La plaque en alliage d'aluminium 2014-T6 aux dimensions de 160 x 39 x 3,175 mm<sup>3</sup> (Fig VI.1). Il contient une fissure centrale 2a = 10 mm. Ce dernier est incliné de  $\beta = 45^\circ$  par rapport à l'axe transversal de la plaque.



**Fig.VI.1 – la géométrie du modèle étudié [103], (Dimension en mm)**

Le modèle numérique a été développé sur la base du modèle étudié par M. Ramji dans [103]. Tel que présenté à la fig VI. 1, la plaque en aluminium contient une fissure centrale inclinée réparée symétriquement par un patch composite (carbone / époxy) ayant la forme d'un carré de  $25 \times 25 \text{ mm}^2$ . L'objectif est d'analyser numériquement les variations du facteur d'intensité de contrainte de ce modèle pour différentes formes de patch : circulaire, rectangulaire, carré, vertical elliptique et octogonal étendu (voir le Fig VI .2). Nous proposons ensuite de modéliser une forme de papillon et d'étudier l'effet de ses paramètres géométriques sur la diminution du facteur d'intensité des contraintes. Une comparaison avec les autres formulaires sera faite.

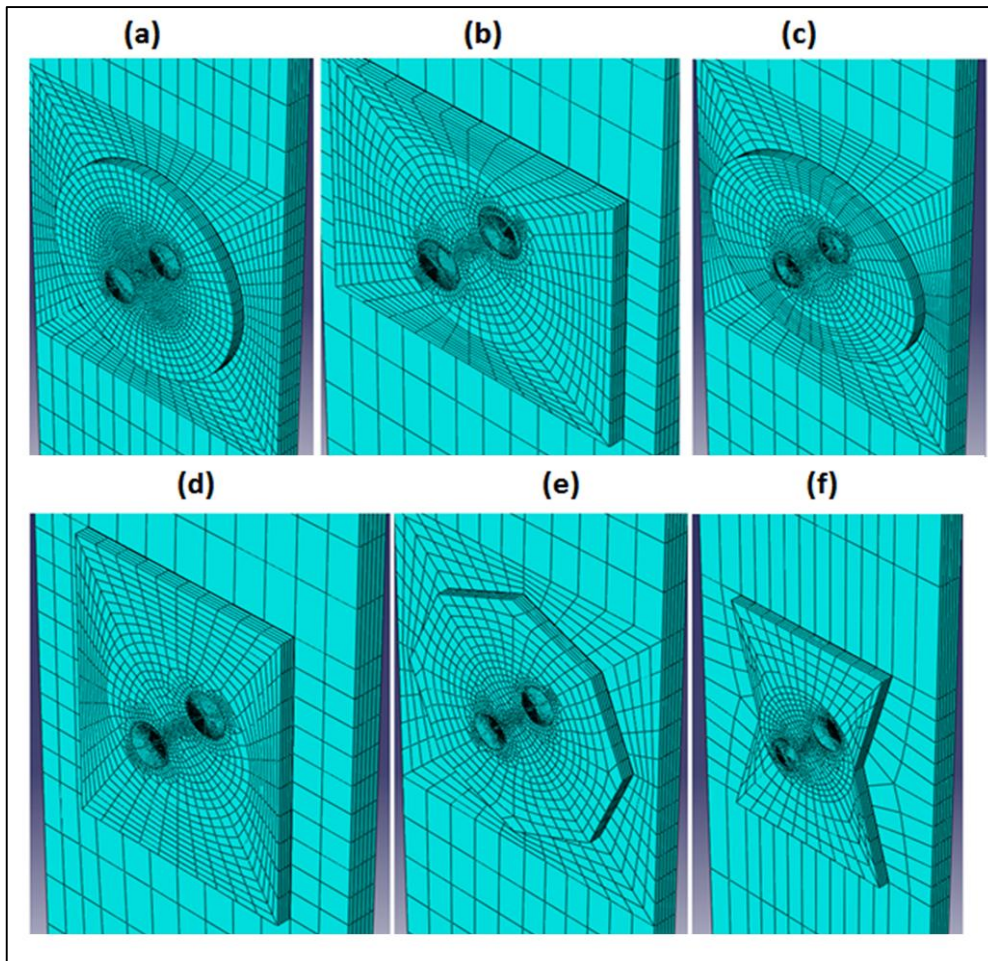


Fig.VI.2 : Différentes formes de patches: a) circulaire, b) rectangulaire, c) elliptique, d) carrée, e) octogonale et f) en forme de papillon.

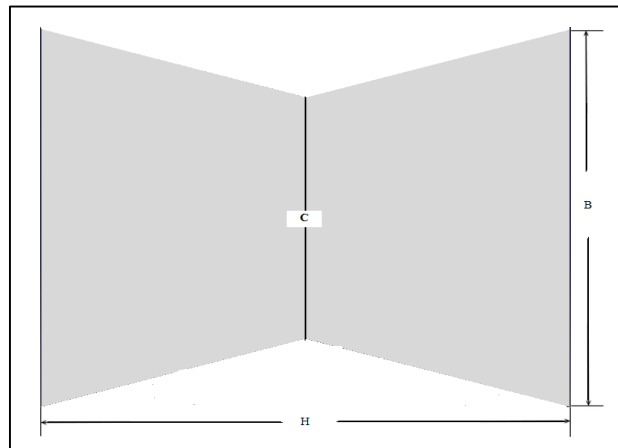
### VI.2.2 Propriétés mécaniques

Les propriétés mécaniques de la plaque en alliage d'aluminium 2014-T6, du patch composite carbon/époxy et de l'adhésif AVI38/HV998 sont regroupées dans le tableau VI.2.

Table VI.1 - Les propriétés des matériaux utilisés dans cette étude sont comme suit

Matériaux	$E_x$ (GPa)	$E_y, E_z$ (GPa)	$\nu_{xy}, \nu_{xz}$	$\nu_{yz}$	$G_{xy}, G_{xz}$ (GPa)	$G_{yz}$ (GPa)
Aluminum (2014-T6)	73.1	-	0.3	-	-	-
Colle (AV138/HV998)	4.59	-	0.47	-	-	-
Carbon/epoxy	135	9	0.3	0.02	5	8

La fig VI.3 montre la géométrie du patch utilisé pour la réparation. Il convient de noter qu'il existe deux configurations possibles pour cette étude. La première configuration est celle d'une zone papillon verticale (B perpendiculaire à la direction de la charge appliquée : fig VI 4.a et horizontale B parallèle à la direction de la charge appliquée: fig VI 4.b), avec C et B égaux respectivement à 16 et 25 mm et H est égal à 26, 28, 30 et 32 mm, ce qui correspond respectivement aux surfaces 533, 574, 615 et 656 mm<sup>2</sup>.



**FigVI.3 - La géométrie du patch en forme de papillon**

### **VI.2.3 Modélisation numérique et conditions aux limites**

Le modèle a été sollicité en appliquant une charge uni-axiale sur le bord supérieur dans la direction y avec un bord inférieur noyé. La plaque est donc soumise à une charge de traction de 15 KN ( $\sigma = 121,11$  MPa).

L'analyse a été réalisée à l'aide du logiciel Abaqus 6.14. Une méthode d'éléments finis en trois dimensions avec un maillage automatique a été réalisée sur la structure à l'aide d'éléments en briques à 20 nœuds. Un raffinement du maillage a été créé au voisinage des fonds de fissure, comme illustré à la fig VI.4. Le cas étudié présentant une fissure inclinée de 45°, le mode d'ouverture et de glissement dans le plan de la fissure sont simultanément présents, ce qui conduit au mode I et mode II de rupture. Pour des raisons de non symétrie, la structure complète doit être modélisée.

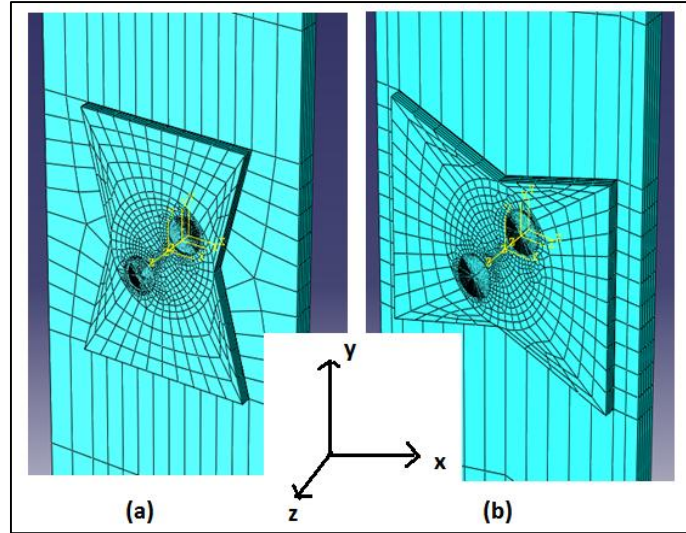


Fig.VI.4 : Les deux configurations étudiées du patch composite en forme de papillon proposé : a) le modèle FE de la configuration verticale et b) le modèle FE de la configuration horizontale.

### VI.2.4 Modélisation par éléments finis

Pour évaluer l'efficacité d'une réparation de patch pour une plaque fissurée en mode mixte, on utilise le paramètre R qui est donné par l'expression suivante [104]:

$$R = \sqrt{\left[ \left( \frac{K_I^U - K_I^R}{K_I^U} \right)^2 + \left( \frac{K_{II}^U - K_{II}^R}{K_{II}^U} \right)^2 \right]} \quad (VI.1)$$

Avec  $K_I^U$  et  $K_{II}^U$  représente le FIC pour la plaque non réparée mode I et mode II,  $K_I^R$  et  $K_{II}^R$  représente le FIC pour la plaque réparée mode I et mode II.

L'équation combinée entre le FIC mode I et II sur un seul paramètre R qui prend comme une repaire pour comparer les performances des forme de patch. Le patch est efficace quand la valeur de R est grande.

## VI.3 RESULTATS ET DISCUSSION

### VI.3.1 Validation

Une validation de notre modèle est présentée dans les figures VI 5.a et VI 5.b, où une comparaison avec les résultats de M. Ramji & all [103] est faite. Les figures présentent une comparaison de la distribution de  $K_I$  et  $K_{II}$ . Les valeurs montrent que nos résultats sont en bon accord avec la littérature. La figure VI.5 donne la répartition des facteurs d'intensité de contrainte le long de l'épaisseur de la plaque fissurée avant la réparation.

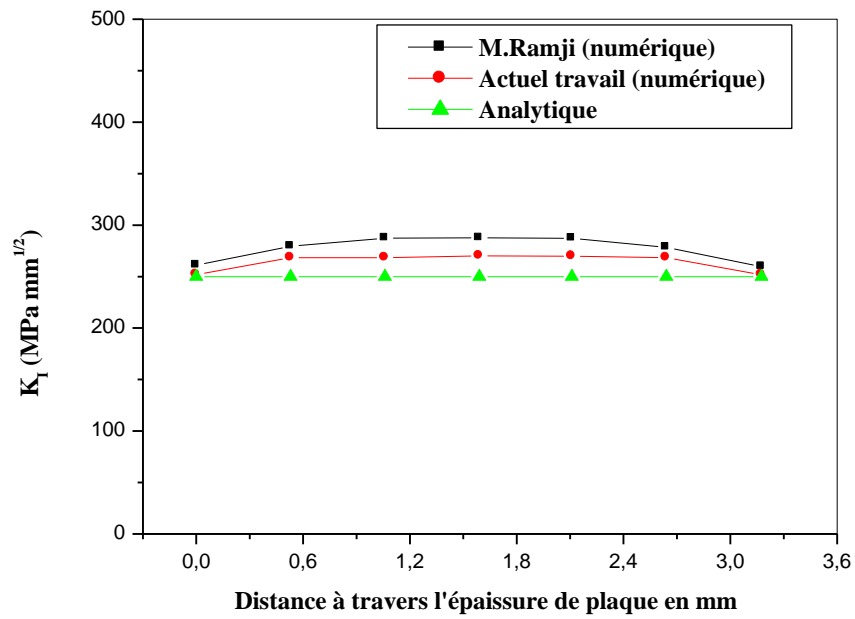


Fig VI.5.a. Comparaison entre les résultats du FIC obtenu avec les résultats de littérature variation de  $K_I$

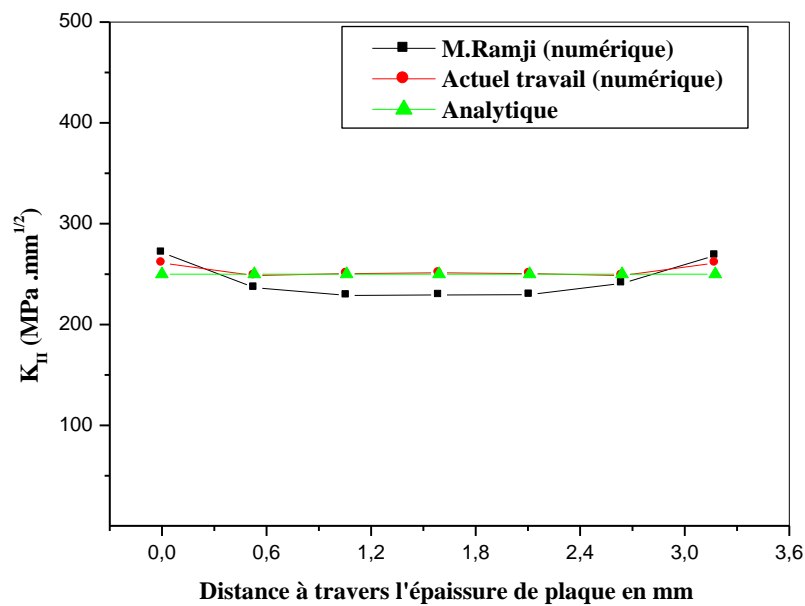


Fig.VI.5.b. Comparaison entre les résultats du FIC obtenu avec les résultats de littérature variation de  $K_{II}$

### VI.3.2 Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée

Pour comprendre le mécanisme de réparation des structures par patch et voir l'effet de cette réparation nous avons fait une comparaison entre la plaque réparée par patch carré de côté égal à 28 mm et plaque non réparée (voir fig s IV.6.a et IV.6.b).

L'efficacité de la réparation collée est analysée en termes de réduction  $K_{eff}$  (facteur d'intensité de contrainte équivalente) après la réparation (Voir la fig IV.7).

Le  $K_{eff}$  est évalué en utilisant l'équation (VI.2) est donné par rapport à des facteurs d'intensité de contrainte  $K_I$  et  $K_{II}$ .

$$K_{eff} = \sqrt{K_I^2 + K_{II}^2} \quad \text{VI.2}$$

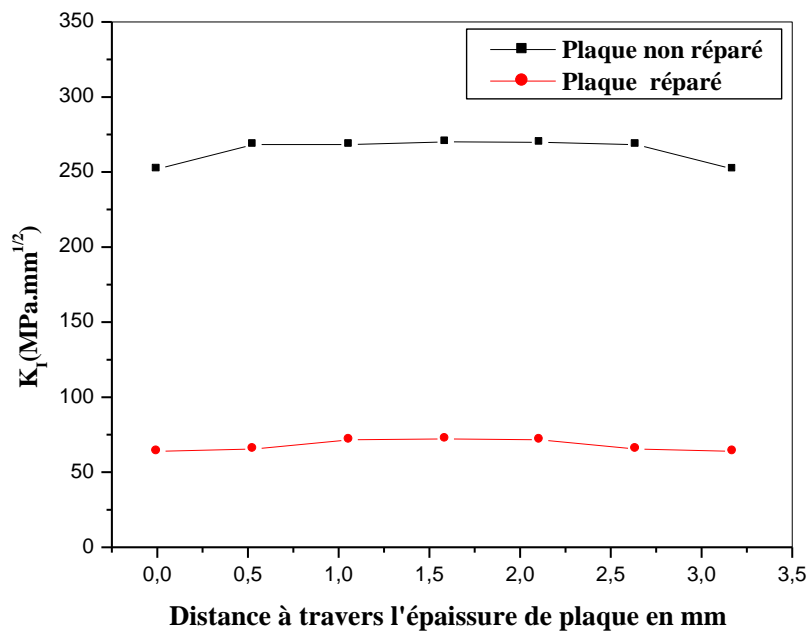


Fig.VI.6.a. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée .Variation de  $K_I$



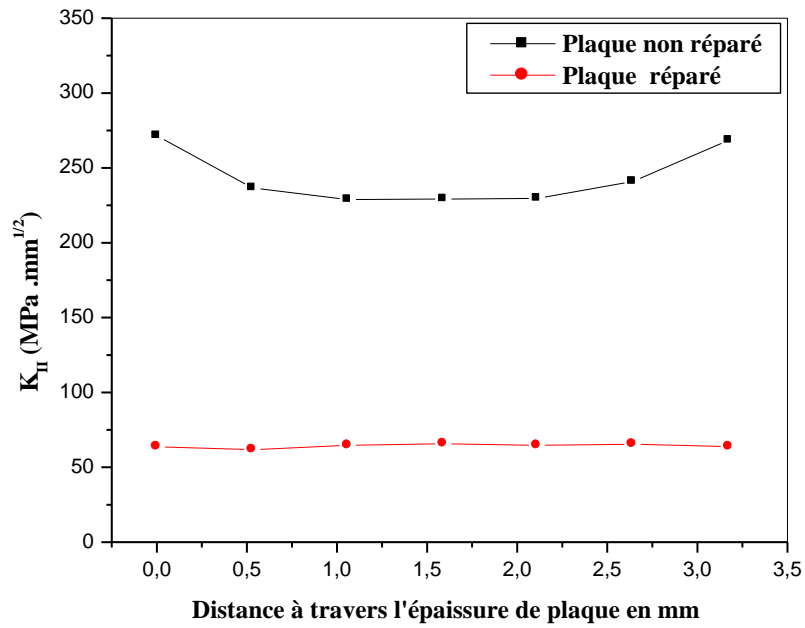


Fig.VI.6.b. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée .Variation de K<sub>II</sub>

La figure VI.7. représente la variation de facteur d'intensité de contrainte équivalente pour la plaque non réparée et plaque réparée par patch carré.

Le  $K_{eff}$  est réduit de **368.85 MPa.mm<sup>1/2</sup>** avant la réparation à **97.9MPa .mm<sup>1/2</sup>** après la réparation, conduisant à une réduction considérable de **73.45%**. Cela est dû au fait que la charge est transférée à travers le patch sur la zone endommagée et donc une réduction de  $K_{eff}$  est observée après la réparation.

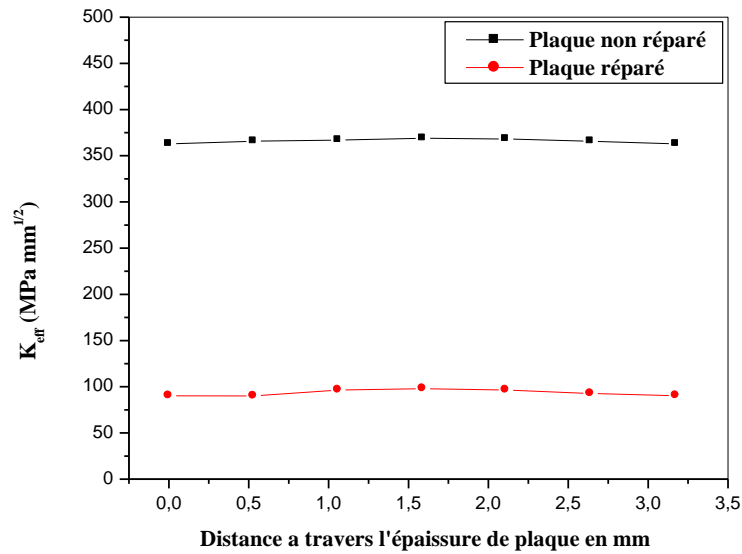


Fig.VI.7. Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée. Variation de  $K_{eff}$

### VI.3.3 Comparaison entre patch vertical et patch horizontal

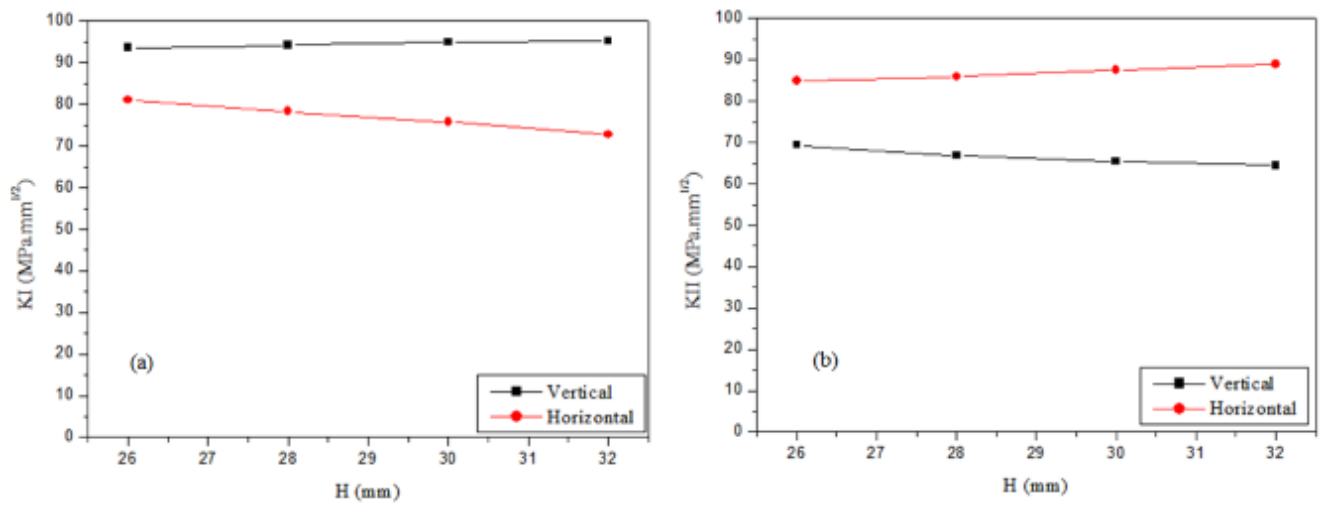
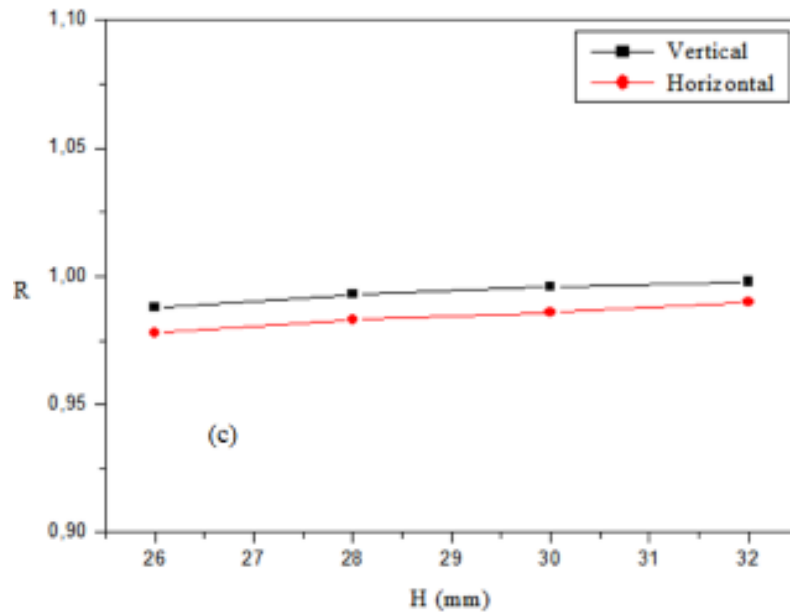


Fig.VI.8. Variations du FIC par rapport aux longueurs H de patch en forme de papillon a) variation  $K_I$  pour les positions horizontale et verticale b) variation  $K_{II}$  pour les positions horizontale et verticale.



**Fig.VI.9. Variations du facteur R par rapport aux longueurs H de patch en forme de papillon.**

La figure VI.8.a montré que le patch horizontal réduit mieux le facteur d'intensité de stress  $K_I$ . En effet, pour ce dernier, les facteurs d'intensité de contrainte de mode I sont inférieurs à ceux obtenus par la position verticale du patch. Ceci est valable pour toutes les longueurs du patch. Par contre, le patch vertical est plus efficace pour la réduction des facteurs d'intensité de contrainte  $K_{II}$ . La figure VI.8.b montre clairement que les valeurs de  $K_{II}$  sont plus basses et diminuent avec H dans le cas d'un patch vertical. Dans tous les cas, en combinant les deux modes de rupture par le paramètre R, on peut voir sur la figure VI.9 que la réparation par une position verticale du patch est plus efficace que la position horizontale. En effet, les valeurs de R obtenues par la position verticale du patch sont supérieures à celles obtenues par la position horizontale du patch. De plus, la figure VI.9 montre que les performances des correctifs augmentent avec l'augmentation de la longueur H pour les deux configurations.

### VI.3.4 Comparaison entre les différentes formes de patch

Pour cette analyse comparative de la forme du papillon avec les formes étudiées dans la littérature et pour la comparaison

Pour des raisons pratiques, les dimensions du patch papillon ont été choisies pour coïncider avec les surfaces 616, 706 et 804 mm<sup>2</sup> telles que disponibles dans [103]. Le tableau 2 reprend les différentes dimensions pour les surfaces mentionnées.

**Table VI.2 – Dimension de patch papillon proposé**

<b>Patch Surface (mm<sup>2</sup>)</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>H</b>
616	24	17.06	30
706	25	19.125	32
804	26	19.943	35

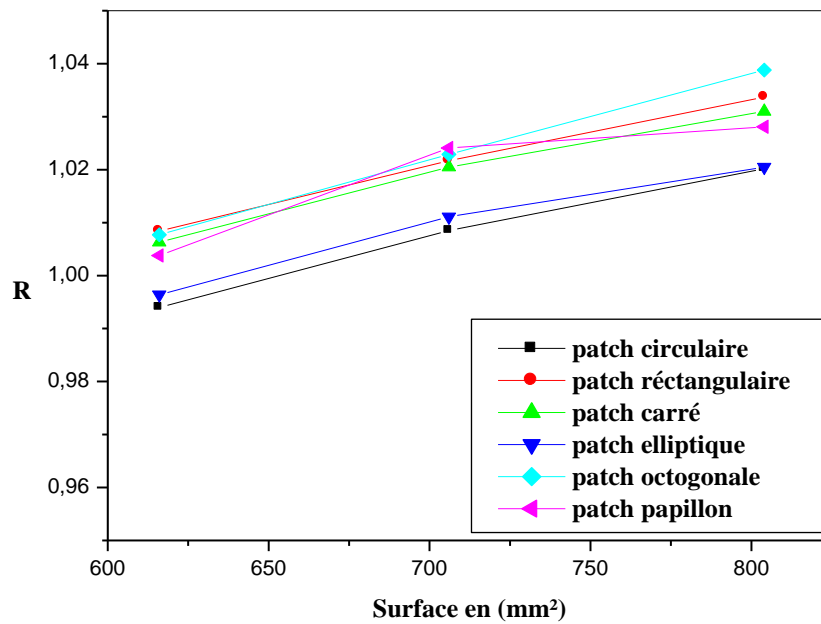
Comme mentionné dans la section 2, les formes étudiées sont circulaire, rectangulaire, carrée, elliptique verticale et octogonale étendue (fig VI. 2). L'objectif est de vérifier les performances du patch papillon proposé pour réduire les facteurs d'intensité de stress en mode mixte. La comparaison est faite pour différentes surfaces de patch, à savoir 616, 706 et 804 mm<sup>2</sup>. L'épaisseur du patch est maintenue constante et est égale à 1,5 mm. Pour les formes où deux positions sont possibles, il a été choisi d'analyser uniquement la position verticale, car elle est plus efficace. Pour la forme octogonale, l'octogone étendu a été choisi car il minimise davantage le facteur d'intensité de contrainte.

Le tableau VI.3 résume les résultats obtenus pour les différentes formes. Il est à noter que les formes comparées au patch papillon ont déjà été étudiées dans [103].

**Table VI.3 (R) comparaison de valeur pour différentes formes et surfaces**

R						
<b>Patch surface (mm<sup>2</sup>)</b>	<b>Circulaire</b>	<b>Rectangulaire</b>	<b>carré</b>	<b>Elliptique Vertical</b>	<b>Etendu Octogonal</b>	<b>Papillon Vertical</b>
616	0.9940	1.0084	1.0063	0.9964	1.0077	1.0038
706	1.0085	1.0217	1.0205	1.0111	1.0229	1.0241
804	1.0202	1.0337	1.0310	1.0205	1.0388	1.0281

La figure VI.10 montre les différents résultats des variations des valeurs de R en fonction de la surface pour les différentes formes de patch. On peut voir sur la figure que le facteur R augmente avec l'augmentation de la surface.



**Fig.VI.10. Variation du paramètre de performance R en fonction de la surface pour différentes formes de patch**

En première observation, on peut voir que le patch octogonal étendu est le plus efficace pour réparer une plaque fissurée mode mixte. Ceci est pour une plus grande surface de patch. En revanche, l'efficacité de la forme papillon est meilleure pour une surface intermédiaire, telle que  $706 \text{ mm}^2$  comme indiqué à la figure VI.10. Il convient de noter que le patch rectangulaire vertical a une efficacité comparable à celle du patch octogonal étendu. De ce qui a été montré par les différents résultats, on peut en déduire qu'il n'y a pas de forme optimale à l'absolu. En effet, pour trouver une optimisation bien définie, il faut trouver un compromis entre les différents paramètres géométriques du patch. Ces paramètres géométriques contribuent ensemble à l'optimisation tout en conservant une surface de contact optimal. Ainsi, pour alléger la structure, il est primordial d'optimiser le poids qui reste de loin le facteur le plus influent sur le comportement global de la structure fissurée. Cela dit, une étude plus approfondie des trois formes de patches, à savoir octogonal, rectangulaire et papillon, devrait être envisagée pour déterminer une géométrie de patch plus optimisée. De plus, l'épaisseur de la couche adhésive et son comportement mécanique doivent être soigneusement étudiés.

## **PARTIE B :**

### **LE COMPORTEMENT DE PROPAGATION DES FISSURES DE FATIGUE D'UNE PLAQUE D'ALUMINIUM FISSUREE**

#### **VI.1 INTRODUCTION**

Dans la deuxième partie de ce chapitre, une simulation numérique basée sur la 3D a été mise au point pour étudier l'effet de la forme du front de fissure sur le facteur d'intensité de contrainte et le comportement de propagation des fissures de fatigue de la plaque d'aluminium fissurée au centre, réparée de manière asymétrique avec un patch composite collé. Pour une étude précise du comportement de propagation des fissures de fatigue, il est pris en compte le front de fissure incliné dans son plan depuis le côté patché vers le côté non patché sous divers angles. Ceci a pour but de simuler le comportement expérimental propagation-fissure de fatigue dans une défaillance de mode I et d'examiner la distribution du FIC le long du front de fissure dans des plaques d'aluminium à fissuration centrale. En outre, essayer de comprendre la physique de la différence de propagation de fissure entre le côté patché et le côté non patché dans deux plaques différents épais et mince.

#### **VI.2 VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE**

##### **VI.2.1 Modèle géométrique et propriétés mécaniques**

La fig.VI.11 montre la géométrie de la structure fissurée considérée dans cette étude. Ce modèle est adapté de celui proposé dans [105]. La plaque en alliage d'aluminium 2014-T3 a des dimensions de 100 x 50 mm<sup>2</sup> avec deux épaisseurs différentes, à savoir 2,29 et 6,35 mm. Les plaques ont une longueur de fissure initiale de  $2a = 10$  mm et perpendiculaire à l'axe de chargement (Fig VI.11). Le tableau VI.4 récapitule les dimensions de la plaque, du patch et de l'adhésif. Les propriétés mécaniques de la plaque en alliage d'aluminium 2024-T3, du patch composite verre / époxy et de l'adhésif FM-77 sont données dans le tableau VI.5.

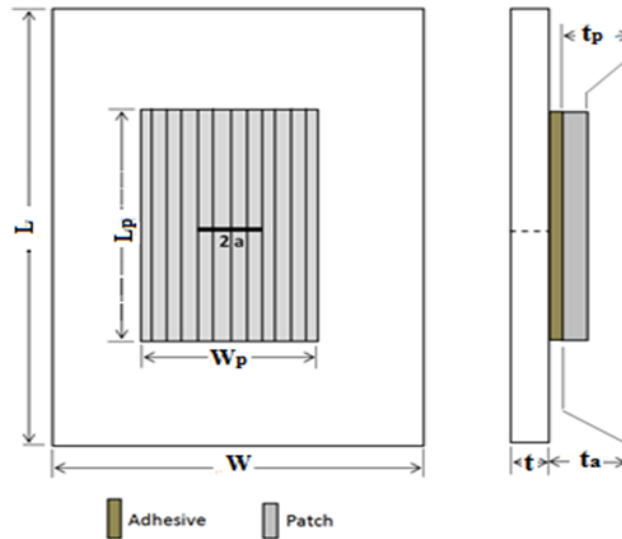


Fig.VI.11 Modèle géométrique de plaque fissurée centrale réparée.

Table VI.4 Dimensions du panneau, de la couche adhésive et du patch

	Plaque Aluminum	Patch	colle
<b>L (mm)</b>	100	40	40
<b>W (mm)</b>	50	35	35
<b>t (mm)</b>	2.29 et 6.35	1.44	0.1

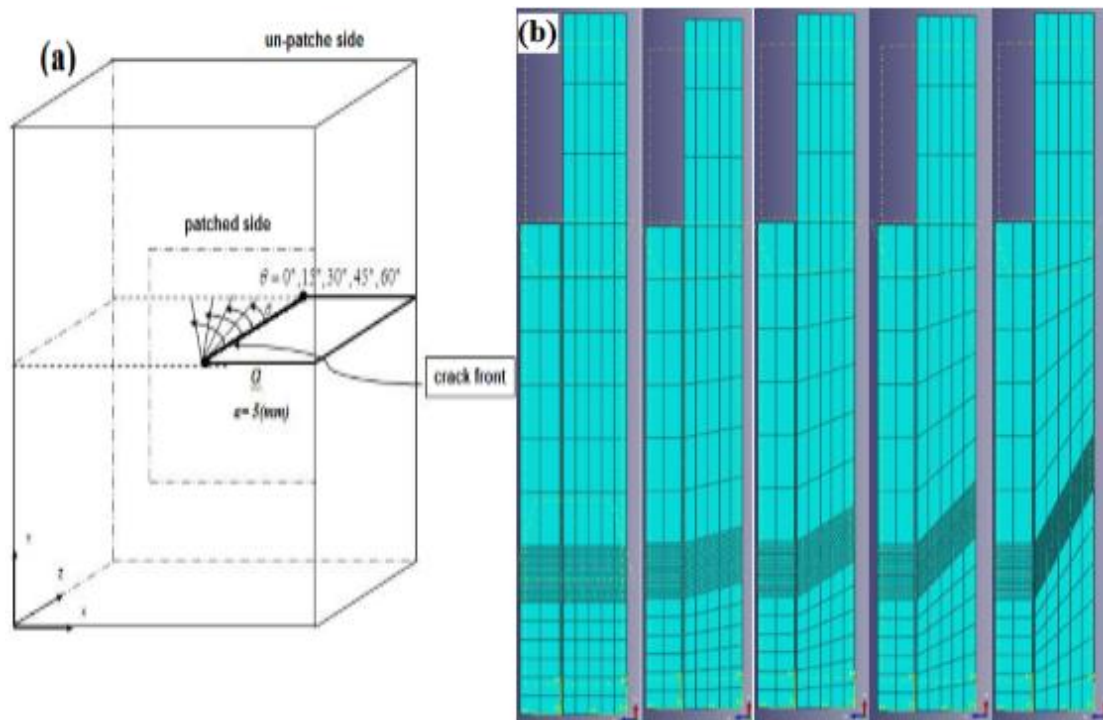
Table VI.5 Propriétés des matériaux.

Matériaux	E1 (GPa)	E2, E3 (GPa)	$\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	G12, G13 (GPa)	G23 (GPa)
<b>Aluminum (2014-T3)</b>	71.3	-	0.33	-	-
<b>Verre /epoxy</b>	50	14.5	0.33	2.56	2.24
<b>Colle (FM77)</b>	1.89	-	0.33	-	-

## VI.2.2 Modélisation numérique et conditions aux limites

L'objectif de ce travail est d'analyser l'effet de l'inclinaison du front de la fissure dans son plan. À cet effet, la ligne de fissure est inclinée du côté patché vers le côté non patché selon différents angles  $\Theta = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$  et  $60^\circ$  respectivement (Fig VI.12.a). La figure VI.12.b montre les différentes inclinaisons du front de fissure, où le raffinement du maillage indique le front de la fissure et la région immédiatement adjacente dans le plan de l'épaisseur. Ensuite,

pour comparer la distribution d'intensité de contrainte entre deux panneaux d'épaisseur différents, c'est-à-dire minces (2,29 mm) et épais (6,35 mm).



**Fig.VI.12 (a) différentes inclinaisons du front de fissure. (b) Modèle d'éléments finis montrant la configuration de la fissure**

Le modèle a été sollicité à une charge cyclique sur le bord supérieur dans la direction  $y$  avec un bord inférieur encastré. La plaque est donc soumise à une contrainte maximale  $\sigma = 118$  MPa avec un rapport de charge de  $R = 0,05$ .

L'analyse a été réalisée à l'aide du logiciel Abaqus 6.14. Une méthode tridimensionnelle d'éléments finis avec un maillage automatique a été réalisée sur la structure à l'aide d'éléments en briques de 8 nœuds et un raffinement du maillage a été créé au voisinage des fonds de fissures, comme illustré aux figures VI.13.c. L'orientation de la couche de patchs composites est parallèle à l'axe de chargement. Ainsi, la géométrie et les conditions de chargement étant symétriques, seul un quart des échantillons a été simulé.



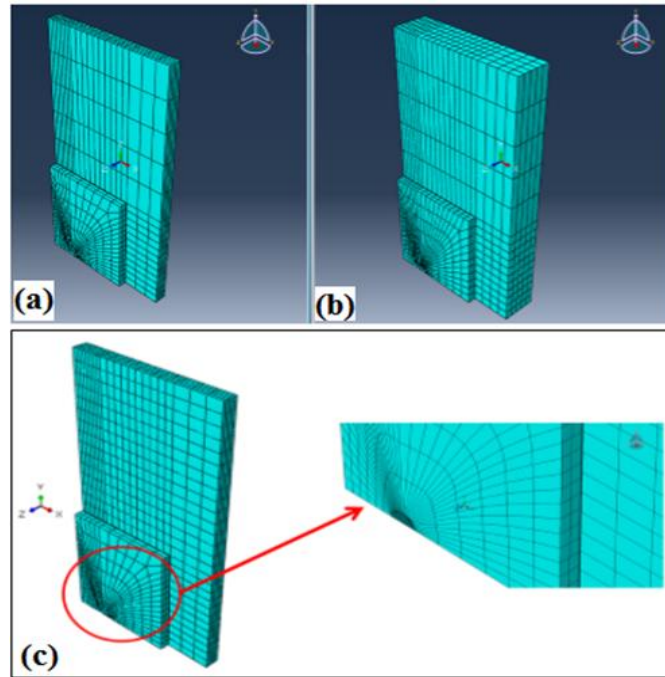


Fig.VI.13 Modèle d'éléments finis en maille de la plaque réparée. (a)  $t = 2,29$  mm, (b)  $t = 6,35$  mm et (c) raffinement près de la fissure.

En raison de sa simplicité, loi de paris est généralement utilisé pour prédire la durée de vie en fatigue, ce qui peut être exprimé par [105]:

$$da / dN = C (\Delta K)^m \quad (VI.3)$$

Où  $C$  et  $m$  sont des propriétés constantes pour un matériau regroupé dans tableau VI.6,  $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$  est la gamme FIC,  $N$  est le nombre de cycles,  $a$  est la longueur de la fissure et  $da$  est le changement de la longueur de la fissure.

Table VI.6: Constantes de matériau en lois de paris pour les plaques d'aluminium [105]

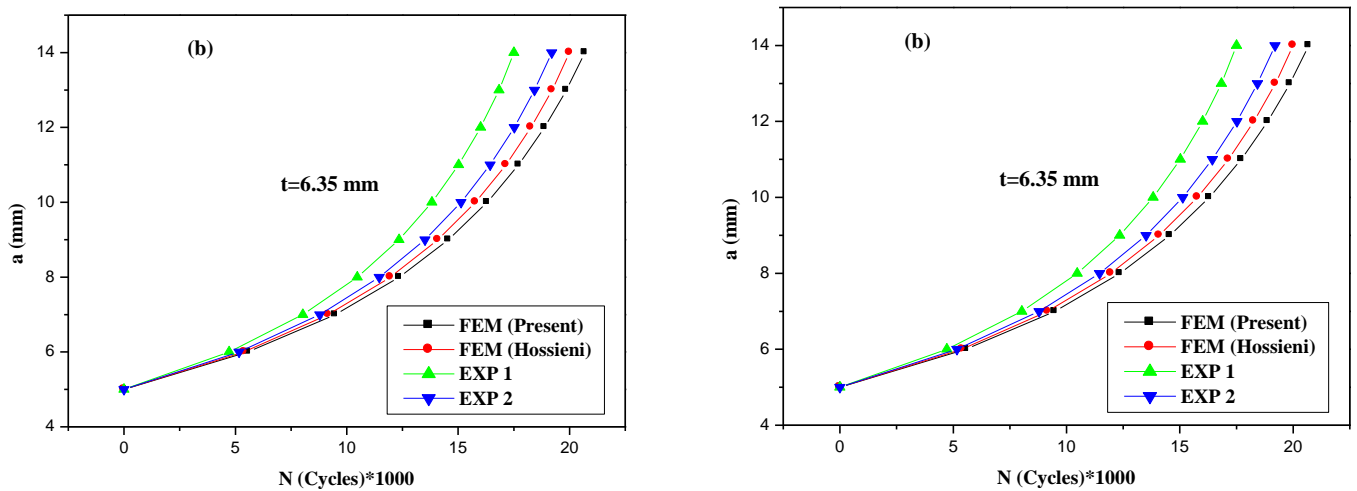
Plaque d'épaisseur 2.29 (mm)	Plaque d'épaisseur 6.35 (mm)
$m=3.2828$	$m=4.224$
$C=3.63e-13$	$C=1.51e-15$

## VI.3 RESULTATS ET DISCUSSION

### VI.3.1 Validation of the model

La validation du modèle actuel est présentée aux fig. VI.14.a et 14.b, où une comparaison avec les résultats de Hossieni et all [105] est effectuée. Les figures montrent une comparaison de la durée de vie en fatigue de panneaux minces et épais, respectivement. De plus, il ressort

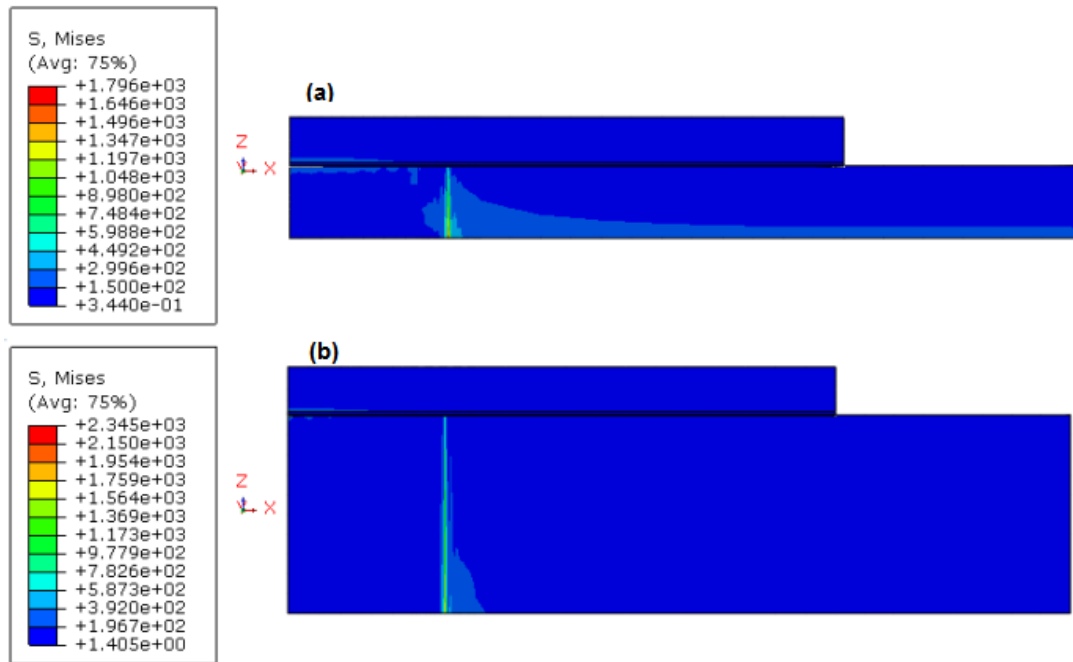
des chiffres que les résultats actuels sont en bon accord avec la littérature. La figure donne la durée de vie en fatigue de la plaque après réparation.



**Fig.VI.14 Comparisons des résultats d'éléments finis avec les données expérimentales sur la résistance à la fatigue des plaques réparées. (a)  $t = 2,29$  mm (b)  $t = 6,35$  mm.**

### VI.3.2 Distribution des contraintes de Von-Mises sur le front de fissure

Les figures VI.15.a et 15.b présentent la répartition des contraintes de von-mises dans des plaques d'aluminium minces et épaisses réparées, respectivement. La longueur de la fissure est supposée être  $2a = 10$  mm. La figure 15.a montrée une distribution non uniforme le long du front de fissure. En fait, le transfert de contrainte entre la plaque réparée et les patchs se produit principalement dans le côté patché de la plaque. La contrainte au fond de la fissure du côté patché de la plaque est beaucoup plus faible que celle du côté non patché de la plaque, ce qui explique la variation de FIC dans la direction de l'épaisseur de la plaque d'aluminium. De plus, en comparant la répartition des contraintes exercées au fond des fissures entre les figures VI.15.a et 15.b, on peut également observer qu'à l'aide des patchs, la contrainte exercée sur le fond de la fissure dans la plaque mince réparée est bien inférieure à celle de la plaque plus épaisse. Ceci explique la différence significative du FIC entre les plaques minces et épaisses.



**Fig.VI.15 Distribution des contraintes de Von-Mises sur le front de fissure pour la plaque réparée. (a)  $t = 2,29$  mm (b)  $t = 6,35$  mm.**

La fig VI.16 montre que l'évolution des valeurs maximales des contraintes de Von-mises (zone rouge sur la figure) est liée à la propagation de la fissure, où cette valeur est décalée du côté libre vers le côté rapiécé, et cela s'applique à tous les plaques, qu'ils soient minces ou épais. En conséquence, cette conclusion sera mise en évidence ci-après par les résultats du facteur d'intensité de contrainte des fig VI. 17.a et 17.b.

Les figures VI.17.a et 17.b montrent la distribution du facteur d'intensité de contrainte le long du front de fissure. La tendance de la courbe indique que la valeur maximale de FIC est décalée du côté non patché de la plaque vers le côté patché. Ceci suggère une propagation en cascade de la fissure, commençant évidemment de la surface libre vers la surface patchée. Une différence de ce comportement peut être notée entre les plaques minces et épaisses. En effet, la valeur maximale de la figure VI.17.a correspond à la courbe de l'angle  $\Theta = 0^\circ$  et au dernier point du front de la fissure sur le côté non patchée de la plaque. Cette valeur maximale n'est en aucun cas dépassée pour d'autres configurations (fig VI.17.a). De l'autre côté, La figure VI.17.b montre que la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte augmente avec la croissance de l'angle et se situe à l'avant de la fissure.

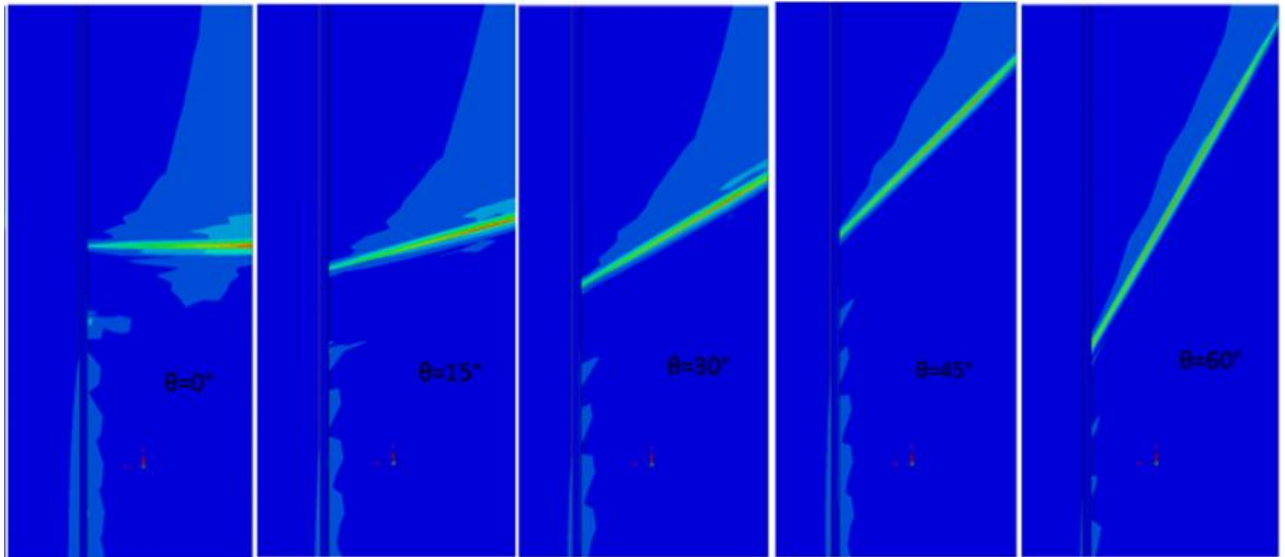


Fig.VI.16 Distribution des contraintes de Von-Mises (MPa) en front de fissure.

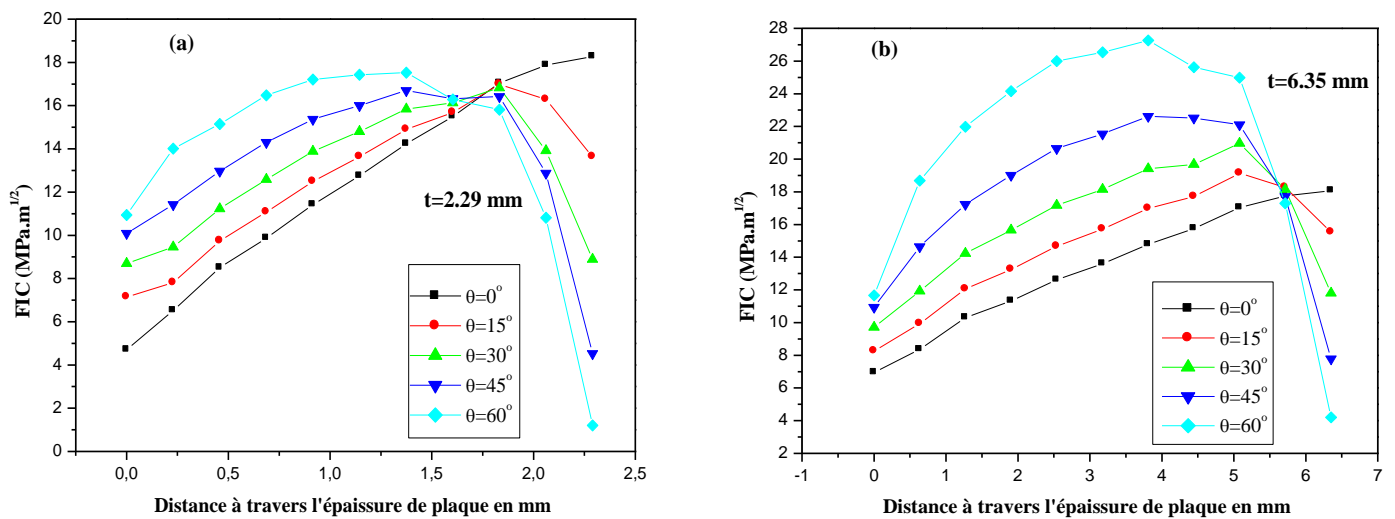
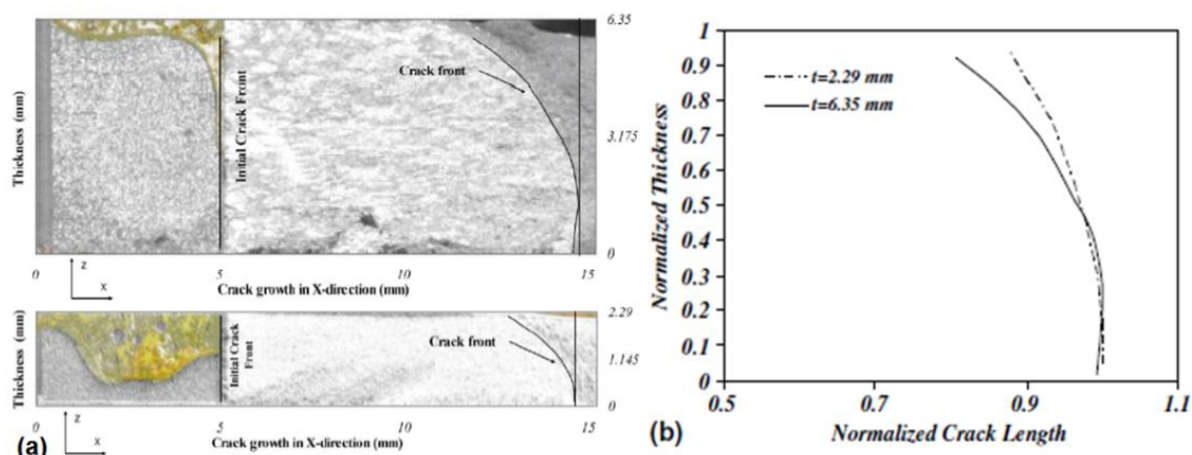


Fig.VI.17 Facteurs d'intensité de contrainte le long du front de fissure pour différentes épaisseurs. (a)  $t = 2,29$  mm (b)  $t = 6,35$  mm.

En conséquence, cela explique la forme de la fissure à la figure VI.18.a où il est clairement montré que la longueur maximale de la fissure apparaît en dernier point, devant la face libre du panneau, ce qui la rend compatible avec les résultats de la distribution du facteur d'intensité de contrainte.



**Fig.VI.18 (a) Forme du front de fissure obtenue par propagation des fissures de fatigue de plaques réparées (b) Comparaison des formes de front de fissure normalisées entre des panneaux réparés de 2,29 mm et 6,35 mm d'épaisseur [105].**

La figure VI.16 montre la répartition de l'intensité de la contrainte le long du front de fissure pour les plaques épais où l'on peut observer un décalage de valeur maximale du côté non patchée de la plaque vers le côté patchée. En conséquence, la valeur maximale est obtenue pour l'angle  $\Theta = 60^\circ$  et située à environ 60% (fig VI.17.b) de l'épaisseur du côté patchée au côté libre, ce qui le rend également compatible avec la forme de la fissure. La figure VI.18.a montre également la longueur maximale de la fissure dont la position correspond exactement à la position correspondant à la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte.

La figure VI.18.b compare les formes normalisées du front de fissure entre des plaques réparées de 2,29 mm et 6,35 mm d'épaisseur. Comme on peut le voir sur la figure, la différence entre les positions des fissures de longueur maximale confirme les résultats actuels. Ainsi, il est utile de donner une prévision précise du comportement de la fissure et d'identifier la valeur adéquate du facteur d'intensité de contrainte pour une estimation précise de la durée de vie de la structure réparée par patch et ce, pour les deux épaisseurs étudiées dans ce travail.

À cet égard, la figure VI.19 montre une comparaison entre la moyenne des facteurs d'intensité de contrainte et l'inclinaison du front de fissure pour des plaques minces et épais. Incontestablement, les résultats obtenus indiquent une monotonie horizontale des facteurs d'intensité de contrainte moyenne pour un panneau mince. En conséquence, on peut suggérer que le choix idéal pour le calcul de la propagation de la fissure est la moyenne des valeurs de FIC le long du front de fissure. Ceci sera confirmé ci-après à travers les résultats de résistance à la fatigue analysés. Inversement, la courbe du panneau épais ( $t = 6,35$  mm) montre une

modification du facteur d'intensité de contrainte moyenne lorsque l'inclinaison change. Ici, le FIC moyen augmente avec l'augmentation de l'angle d'inclinaison.

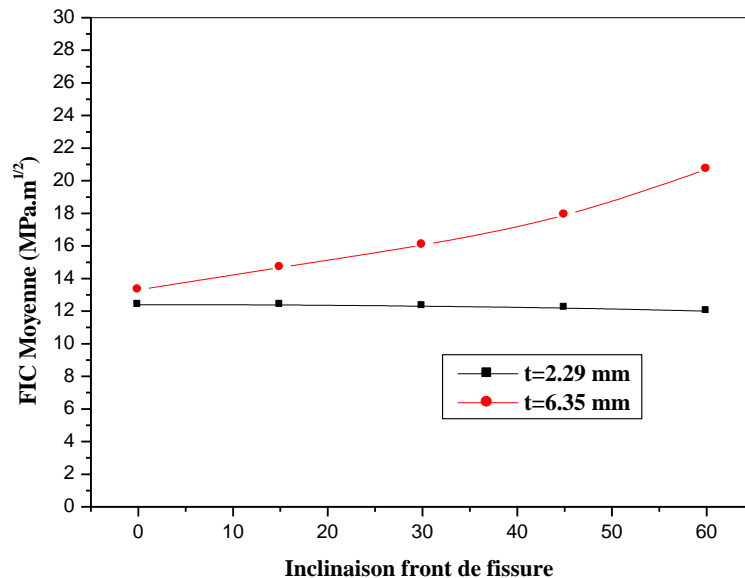


Fig.VI.19 Facteurs d'intensité de contrainte moyenne en fonction de l'inclinaison de l'angle dans le plan de la fissure pour différentes épaisseurs

### VI.3.3 Résultats de fatigue

Les figures VI.20.a et 20.b montrent la comparaison de la durée de vie en fatigue entre les résultats expérimentaux et les résultats FEM obtenus en utilisant différents facteurs d'intensité de contrainte moyenne, à savoir la valeur maximale dans le sens de l'épaisseur (K.max), une moyenne de toutes les valeurs dans le sens de l'épaisseur (moy. -all), valeur médiane dans le sens de l'épaisseur (K.mid), la racine de contrainte moyenne carrée (avg-K.rms), moyenne de toutes les valeurs allant du côté patché au point milieu (avg-HPS), moyenne toutes les valeurs comprises entre côté non patché et point milieu (avg-H.un-PS) font la moyenne de toutes les valeurs, à l'exception des valeurs des deux éléments latéraux dans le sens de l'épaisseur (avg-9.mid).

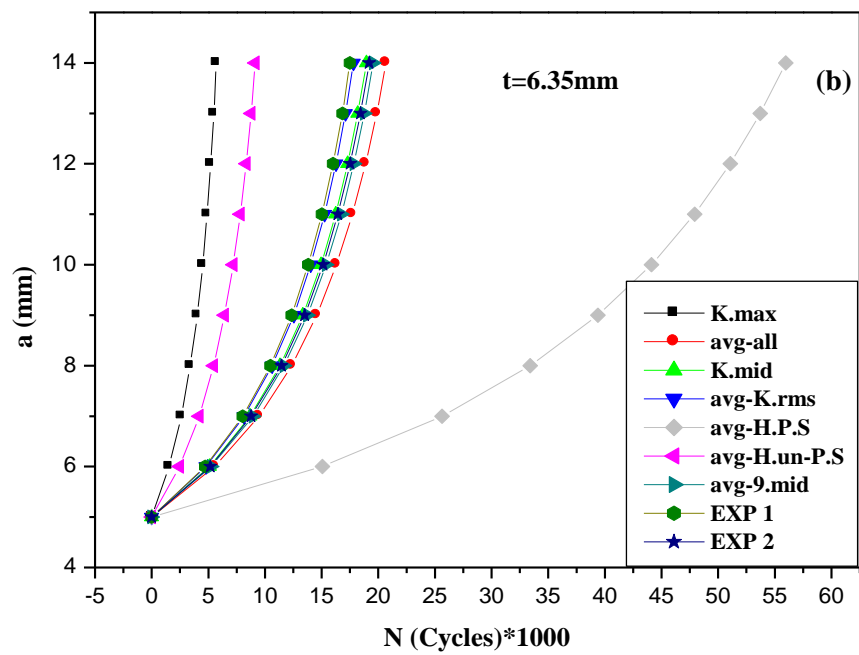
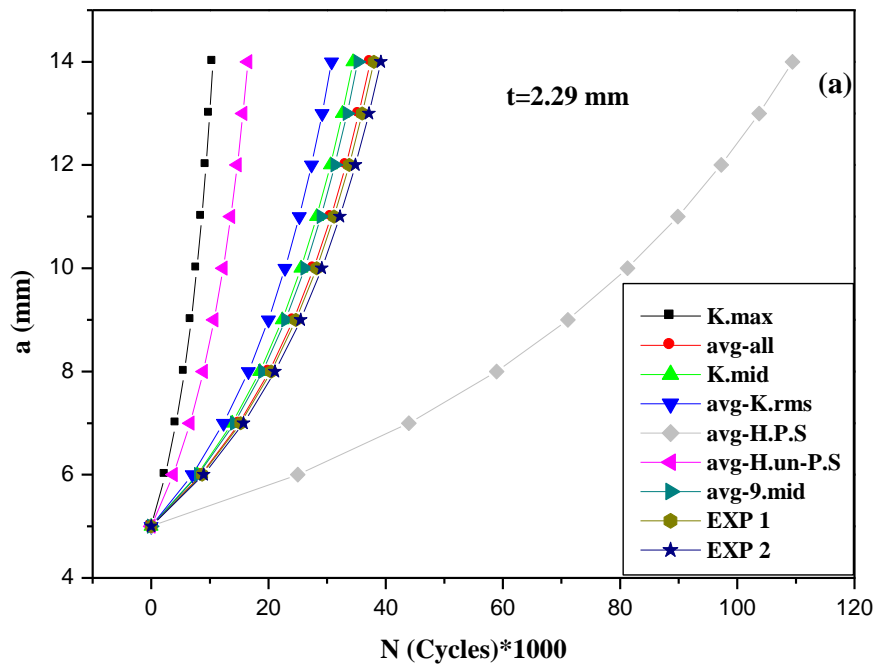


Fig.VI.20 Comparaison de la durée de vie en fatigue entre les résultats expérimentaux et les valeurs prédites à l'aide de résultats FEM moyens: (a)  $t = 2,29$  mm (b)  $t = 6,35$  mm.

Comme attendu ci-dessus en analysant la distribution des facteurs d'intensité de stress, la fig. 20.a montré que la durée de vie en fatigue obtenue par l'utilisation du facteur d'intensité de contrainte (avg-all) et dans une moindre mesure par les résultats obtenus par l'utilisation de (avg-9.mid), et de (avg-K.rms), donne des résultats précis dans le cas de plaques minces réparées. Ceci est évident grâce à un bon accord des résultats de courbe FEM obtenus de (avg-all) avec la courbe expérimentale.

D'un autre côté, la figure VI.20.b montre que les valeurs obtenues à partir de la racine de contrainte moyenne carrée (avg-K.rms) et, dans une moindre mesure, à partir de (K.mid), (avg-9 .mid) et (avg-all), donne respectivement des résultats précis pour le cas des plaques épaisses réparées. Ceci est mis en évidence par le bon accord des durées de vie obtenues numériquement avec celles obtenues expérimentalement.



### CONCLUSION GENERALE

La première partie de l'étude s'est concentrée sur l'effet de la forme du patch sur l'efficacité de réparation d'une plaque d'alliage d'aluminium fissurée. Une modélisation par éléments finis a été réalisée sur une plaque réparée symétrique avec une fissure inclinée à  $45^\circ$  en son centre. En plus des formes de patch proposées et étudiées dans la littérature telles que patch octogonal, patch rectangulaire, patch carré, patch circulaire et patch elliptique, une forme de papillon a été proposée. Ensuite, le comportement en matière de facteurs d'intensité de contrainte KI et KII a été analysé pour les modes I et II de rupture, respectivement. L'analyse a abouti aux conclusions suivantes :

- la présence d'un patch réduit considérablement les facteurs d'intensités des contraintes, ce qui retarde la ré-initiation de la fissure et donc une augmentation de la durée de vie de la structure fissurée.
- Pour le mode de défaillance en mode mixte, les configurations de correctif vertical en forme de papillon conviennent mieux aux configurations de correctif horizontal. Cette conclusion est confirmée pour le correctif en forme de papillon.
- L'efficacité du patch augmente avec l'augmentation de sa surface car c'est ce dernier qui transfère les contraintes subies par la structure au voisinage de la fissure,
- La forme du patch affecte de manière significative le comportement à la défaillance de la structure réparée, par le taux de réduction du facteur d'intensité de contrainte.
- Pour les surfaces moyennes, le patch en forme de papillon proposé est plus efficace pour réduire les facteurs d'intensité de contrainte.
- Pour les grandes surfaces, la forme octogonale du patch est plus efficace pour réduire les facteurs d'intensité de contrainte.

La deuxième partie cette pour étudie l'effet de l'inclinaison du front de la fissure lors de la propagation. En effet, le facteur d'intensité de contrainte se répartit inégalement le long du front, et on est amené a choisi entre la valeur de FIC à utiliser dans les calculs de fatigue. L'étude a abouti a :

- La contrainte au fond de la fissure du côté patchée de la plaque est beaucoup plus faible que celle du côté non patchée de la plaque.
- La longueur maximale de la fissure correspond exactement à la position a le quelle on relève la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte.
- La forme du devant de la fissure diffère entre les plaques minces et épaisses.

## **CONCLUSION GENERALE**

---

- Les prédictions des durées de vie calculée pour la moyenne des facteurs d'intensité contraintes (moy-all) ont montré une corrélation plus performante pour les cas de plaque mince.
- D'un autre côté, les prédictifs calculé pour la racine de contrainte moyenne carrée (K.rms) a montré sa performance pour le cas de plaque épais.

## RÉFÉRENCES

- [1] R. Emdad and R. Al-Mahaidi, "Effect of prestressed CFRP patches on crack growth of centre-notched steel plates," *Journal of Composite Structures*, vol. 123, pp. 109-122, 2015.
- [2] BLAKE, A. (1996). *Practical fracture mechanics in design*. New York : M. Dekker
- [3] BROEK, D. (1986). *Elementary Engineering Fracture Mechanics*. Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, the Netherlands, BARSON, R. (1977). *Fracture and fatigue control in structures: applications of fracture mechanics*. Prentice Hall, Inc. New Jersey.
- [4] MEHTA, P. K.; MONTEIRO, P. J. M. (1994). *Concreto: Estrutura, Propriedades e Materiais*. São Paulo: Pini, 573 p
- [5] ANDERSON, T. L. (1991). *Fracture Mechanics: Fundamentals and applications*. CRC Press, Boca Raton, Florida, USA
- [6] INGLIS, C.E. (1913). Stresses in a plate due to the presence of cracks and sharp corners. *Trans. Inst. Naval Architects*. Vol. 55, p. 219-231
- [7] Castro.J.T.P., M.A. Meggiolaro, *Fatigue under Real Service Loads*, Scientific Technical Book., Brazil, 2009
- [8] Wells A. A., « Unstable crack propagation in metals : Cleavage and fast fracture ». *Proceedings of the crack propagation symposium*, vol. 1 , Paper 84, UK, 1961
- [9] Barenblatt, G.I. The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture. *Advances in Applied Mechanics*, Vol 7, 1962, pp 55-129
- [10] Pittel, B., Schwerdt, D., Bergerr, C. (2011), Very high cycle fatigue : Is there a fatigue limit ? *International Journal of fatigue*, 33, 49-58
- [11] PARIS, P. C. E ERDOGAN, F., A Critical Analysis of Crack Propagation Laws, *Journal of Basic Engineering*, v. 85, 1960, pp. 528-534
- [12] Bathias, C. et J.-P. Bâillon, Eds. (1981). *La fatigue des matériaux et des structures*. Paris, HERMES.
- [13] Hénaff G. *Fatigue des structures*. Ellipses 2005
- [14] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN, Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, *Engineering Fracture Mechanics*; 60(1): 47–58, 1998.15.
- [15] PAPADOPOULOS, I. V. "Critical Plane Approaches in High-Cycle Fatigue: On the definition of the amplitude and the mean value of the shear". *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*,21:269-285, 1998.

- [16] R. Dexter, K. Anami, P. Albrecht, B. Brakke, O. Bucak, R. Connor, G. Decorges and J. Fisher, "Manual for Repair and Retrofit of Fatigue Cracks in Steel Bridges," U.S Department of Transportation Federal Highway Administration (FHWA), New York, 2013
- [17] S. M. A. Khan, F. Benyahia and B. B. A. A. Bouiadjra, "Analysis and Repair of Crack Growth Emanating from V-Notch under Stepped Variable Fatigue Loading," XVII International Colloquium on Mechanical Fatigue of Metals (ICMFM17), vol. 74, pp. 151-156, 2014
- [18] V. Sabelkin, V. S. Mall and J. B. Avram, "Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch," Engineering Fracture Mechanics, vol. 73, pp. 1553-1567, 2006.
- [19] R. Srilakshmi, M. Ramji and V. Chinthapenta, "Fatigue crack growth study of CFRP patch repaired Al 2014-T6 panel having an inclined center crack using FEA and DIC," Journal of Engineering Fracture Mechanics, vol. 134, pp. 182-201, 2015.
- [20] S. J. Ahn and P. K. Basu, "Locally refined p-FEM modeling of patch repaired plates," Journal of Composite Structures, vol. 93, pp. 1704- 1716, 2011.
- [21] Locknstitch, "Precision Metal Stitching (Metal Locking) Service," Locknstich, [Online]. Available: <http://www.locknstitch.com/precision-metal-stitching.html>. [Accessed 19 December 2018]
- [22] Metal-Crack-Stitching, "What is cold mechanical stitching?." Metal Crack Stitching, [Online]. Available: <http://www.metalcrackstitching.com/>. [Accessed 19 December 2018].
- [23] Metalock-Engineering, "Metal Stitching," Metalock Engineering UK, [Online]. Available: <https://www.metalock.co.uk/typical-on-site-repairs/metal-stitching.aspx>. [Accessed 19 April 2018].
- [24] Reynolds-French-and-Company, "Lock-n-Stitch repair services," Reynolds French and Company, [Online]. Available: [http://www.r-f.com/lock\\_n\\_stitch\\_repair.asp](http://www.r-f.com/lock_n_stitch_repair.asp). [Accessed 19 April 2018].
- [25] J. Yu, M. Rombouts, G. Maes and F. Motmans, "Material properties of Ti6Al4V parts produced by laser metal deposition," Physics Procedia, vol. 39, pp. 416 - 424, 2012.
- [26] P. A. Kobryn and S. L. Semiatin, "Mechanical Properties of Laser-Deposited Ti-6Al-4V," Wright-Patterson Air Force Base, USA, 2002.

- [27] Benjamin Graf , Stefan Ammer , Andrey Gumenyuk , Michael Rethmeier. Design of experiments for laser metal deposition in maintenance, repair and overhaul applications. *Procedia CIRP* 11 ( 2013 245 – 248).
- [28] S. Pityana, R. M. Mahamood, E. T. Akinlabi and M. Shukla, “Gas Flow Rate and Powder Flow Rate Effect on Properties of Laser Metal Deposited Ti6Al4V,” in *Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists 2013 Vol II*, Hong Kong, 2013.
- [29] N. K. Dey, F. W. Liou and C. Nedic, “Additive Manufacturing Laser Deposition of Ti-6Al-4V for Aerospace Repair Applications,” in *International SFF Symposium*, Texas, 2013.
- [30] I. Kelbassa, A. P. Patrick, J. Dietrich and J. Wilkes, “Manufacture and repair of aero engine components using laser technology (invited paper),” in *3rd Pacific International Conference on Application of Lasers and Optics*, Germany, 2008.
- [31] B. Graf, S. G. A. Ammer and M. Rethmeier, “Design of experiments for laser metal deposition in maintenance, repair and overhaul applications,” in *2nd International Through-life Engineering Services Conference*, Berlin, Germany, 2013.
- [32] B. Graf, A. Gumenyuka and M. Rethmeiera, “Laser metal deposition as repair technology for stainless steel and titanium alloys,” *Physics Procedia* 39, vol. 39, pp. 376-381, 2012
- [33] B. Rottwinkel, C. Nölke, S. Kaielerle and V. Wesling, “Crack repair of single crystal turbine blades using laser cladding technology,” in *Procedia CIRP* 22 ( 2014 ): 3rd International Conference on Through-life Engineering Services: Session: Recent Progress in Jet-Engine Regeneration, Hanover, Germany, 2014.
- [34] J. W. Murray and A. T. Clare, “Repair of EDM induced surface cracks by pulsed electron beam irradiation,” *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 212, pp. 2642-2651, 2012.
- [35] P.S. Song, Y.L. Shieh, Stop drilling procedure for fatigue life improvement, *Int. J. Fatigue* 26 (2004) 1333–1339
- [36] B. DAVID. *The practical use of fracture mechanics*. Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [37] Kateryna D, Nataliia K. Stress-deformable state of isotropic double curved shell with internal cracks and a circular hole. *Mech Mater* 2015;90:111–7.
- [38] H. WU, N. BENSEDDIQ, A. IMAD. Fracture toughness prediction of a valve body: Numerical analysis. *Engineering Failure Analysis*, In Press, 2009.

- [39] 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.
- [40] 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.
- [41] 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.
- [42] J.E. RODRIGUEZ-SANCHEZ, F.P. BRENNAN, W.D. DOVER. Minimization of stress concentration factors in fatigue crack repairs. *International Journal of Fatigue*. v.20, Issue 10, p.719-725, 1998.
- [43] Babu, N. M., Jagadish, T., Ramachandra, K. and Sridhara, S. N. (2008). A simplified 3-D finite element simulation of cold expansion of a circular hole to capture through thickness variation of residual stresses. *Eng. Fail. Anal*, 15 (4), pp. 339-348. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2007.02.003
- [44] Callinan, R.J., Wang, C.H. and Sanderson, S. (1998). Analysis of Fatigue Growth from Cold-expanded/interference Fitted Stop Drilled Holes, (No. DSTO-TR-0704). Defence Science and technology organisation melbourne (Australia). <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a355879.pdf> .
- [45] Houghton, S.J. (2010). Finite Analysis of the Cold Expansion of Aircraft Fastener Holes, Auckland. Defence. Technology Agency, DTA Report, 296 (1534).
- [46] Huang HF, Yan H, Tao CH. Probabilistic analysis of equivalent initial defects sizes of two kinds of materials. *J Mech Strength* 1998;20:237-9.
- [47] Wang, Z. and Zhang, X. (2003). Predicting fatigue crack growth life for cold-worked holes based on existing closed- form residual stress models, *Int. J. Fatigue*, 25 (9), pp. 1285-1291
- [48] Abdelghani Baltach Abdelkader Djebli, Mostefa Bendouba, El Hadj Besseghier, Abdelkrim Aid Numerical analysis and optimization of the residual stresses distribution induced by cold expansion technique . *Frattura ed Integrità Strutturale*, 46 (2018) 252-265
- [49] Buxbaum, O. and Huth, H. (1987). Expansion of cracked fastener holes as a measure for extension of lifetime to repair, *Eng. Fract. Mech*, 28 (5-6), pp. 689-698.
- [50] Amrouche, A., Mesmacque, G., Garcia, S. and Talha, A. (2003). Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack, *Int. J. Fatigue*, 25(9), pp. 949-954

- [51] Pell, R.A., Beaver, P.W., Mann, J.Y. and Sparrow, J.G. (1989). Fatigue of thick-section cold-expanded holes with and without cracks, *Fatigue. Fract. Eng. Mat. Structures*, 12 (6). pp. 553–67.
- [52] Chakherlou, T. N. and Vogwell, J. (2003). The effect of cold expansion on improving the fatigue life of fastener holes, *Eng. Fail. Anal*, 10 (1), pp. 13-24.
- [53] Gopalakrishna, H. D., Murthy, H. N., Krishna, M., Vinod, M. S. and Suresh, A. V. (2010). Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy—An experimental study, *Eng. Fail. Anal*, 17 (2), pp. 361-368
- [54] Chakherlou, T. N., Mirzajanzadeh, M., Abazadeh, B. and Saeedi, K. (2010). An investigation about interference fit effect on improving fatigue life of a holed single plate in joints, *Eur. J. Mech.-A/Solids*, 29 (4), pp. 675-682. DOI: 10.1016/j.euromechsol.2009.12.009.
- [55] Liu, J., Shao, X. J., Liu, Y. S. and Yue, Z. F. (2008). Effect of cold expansion on fatigue performance of open holes, *Mater. Sci. Eng. A*, 477 (1), pp. 271-276. DOI: 10.1016/j.msea.2007.05.034.
- [56] Yongshou, L., Xiaojun, S., Jun, L. and Zhufeng, Y. (2010). Finite element method and experimental investigation on the residual stress fields and fatigue performance of cold expansion hole, *Mater. Des*, 31 (3), pp. 1208-1215.
- [57] Z. Semari , A. Aid , A. Benhamena, A. Amrouchec, M. Benguediab ,A. Sadok , N. Benseddiq . Effect of residual stresses induced by cold expansion on the crack growth in 6082 aluminum alloy. *Engineering Fracture Mechanics* 99 (2013) 159–168
- [58] Yuan, X., Yue, Z. F., Wen, S. F., Li, L. and Feng, T. (2015). Numerical and experimental investigation of the cold expansion process with split sleeve in titanium alloy TC4, *Int. J. Fatigue*, 77, pp. 78-85.
- [59] De Matos, P. F. and Nowell, D. (2008). Analytical and numerical modelling of plasticity-induced fatigue crack closure near cold-expanded holes in aircraft structures, *Ciën. Tecn. Mater*, 20 (1-2), pp. 106-113
- [60] Stefanescu, D. (2003). Experimental study of double cold expansion of holes, *J. Strain. Anal. Eng. Des*, 38 (4), pp. 339- 347
- [61] Achard, V., Daidie, A., Paredes, M. and Chirol, C. (2017). Optimization of the Cold Expansion Process for Titanium Holes, *Adv. Eng. Mater*, 19(6), pp. 1–13
- [62] Schijve J, Rijk D, Broek J. Technical Report NLR-TN M. Amsterdam, National Aero- and Astronautical Research Institute. 1961. Haag J, Reguly A, Strohaecker T. Effect of tensile

overloads on fatigue crack growth of high strength steel wires. *Materials & Design*. 2013;52:190-5.

[63] Rice R, Stephens R. Overload effects on subcritical crack growth in austenitic manganese steel. *Progress in Flaw Growth and Fracture Toughness Testing: ASTM International*; 1973

[64] Vargas L, Stephens R. Subcritical crack growth under intermittent overloading in cold-rolled steel. *ICF3, Munich (Germany)* .2013

[65] Sadananda K, Vasudevan A, Holtz R, Lee E. Analysis of overload effects and related phenomena. *International Journal of Fatigue*. 1999;21:S233-S46

[66] Lang M. A model for fatigue crack growth, part I: phenomenology. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*. 2000;23:587-602

[67] Yamauchi, A., Miyahara, H., Makabe, C., & Miyazaki, T. (2012). Acceleration of fatigue crack growth after overload in carbon steel. *International Journal of Modern Physics*, 6, 239–244

[68] c.robin *FATIGUE et MECANIQUE de la RUPTURE* .2013.vol33 . Books.Google.Com

[69] lam YC,griffiths JR. Effect of intermittent heating on fatigue crack growth. *Theor appl fract mech* 1990 :14 ;37-41

[70] PK.Ray , BBVerma, PK MOHANTHY. Spot heating induced fatigue crack growth retardation. *International journal of pressure vessels and piping* 79(2002) 373-376

[71] Popp HG, Wilbers LG, Erdeman VJ. Fatigue damage and repair of jet engine components. *ASTM STP 495* 1971;228–53.

[72] Goto M, Miyagawa H, Nisitani H. Crack growth arresting property of a hole and brinell-type dimple. *Fatigue Fract Engng Mater Struct* 1996; 19:39–49

[73] Miyagawa U, Nisitani H. Retardation of fatigue crack propagation due to additional holes or indentations in plate specimens. *Bull JSME* 1985;28(244):2219–23

[74] 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

[75] 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.

[76] Montross, C.; Wei, T.; Ye, L.; Clark, G.; Mai, Y. Laser shock processing and its effects on microstructure and properties of metal alloys: A review. *Int. J. Fatigue* 2006, 24, 1021–1036

[77] Peyre, P.; Fabbro, R. Laser shock processing: A review of the physics and applications. *Opt. Quant. Electron*. 1995, 27, 1213–1229.



- [78] Golden, J.; Hutson, A.; Sundaram, V.; Arps, J. Effect of surface treatments on fretting fatigue of Ti-6Al-4V. *Int. J. Fatigue* 2007, 29, 1302–1310.
- [79] Dane, C.; Hackel, L.; Daly, J. Shot peening with laser. *Adv. Mater. Process.* 1998, 153, 37–48.
- [80] Kirkhope, K. J., Bell, R., Caron, L., Basu, R. I., & Ma, K. T. Weld detail fatigue life improvement techniques. Part 1: review. *Marine structures*, Vol.12 (6), pp. 447-474, 1999
- [81] Athreya, B. P., Singh, N. P., Pan, L., Huang, W., Jarrett, M., & Forck, J. A computational approach for fatigue life prediction in shot peened welded specimens. *Welding in the World*, Vol.57 (5), pp.675-684, 2013.
- [82] Mutoh, Y., Fair, G. H., Noble, B., & Waterhouse, R. B.. "The effect of residual stresses induced by shot- peening on fatigue crack propagation in two high strength aluminium alloys." *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 10.4 (1987): 261-272
- [83] P.S. SONG, C.C. WEN. Crack closure and crack growth behaviour in shot peened fatigued specimen. *Engineering Fracture Mechanics*. v.63, Issue 3, p. 295-304,1999.
- [84] A. Baker, Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure, *Compos. Struct.* 47(1) (1999) 431-443.
- [85] T. F. Christian, D. O. Hammond, J. B. Cochran, Composite material repairs to metallic airframe components, *J. Aircraft.* 29(3) (1992) 470-476.
- [86] S. NABOULSI, S. MALL. Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels. *Composite Structures*, v.41, Issues 3-4, p. 303-313, 1998.
- [87] W. Y. Lee, J. J. Lee, Successive 3D FE analysis technique for characterization of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate, *Compos. Struct.* 66(1) (2004) 513-520
- [88] H. Errouane, Z. Sereir, A. Chateauneuf, Numerical model for optimal design of composite patch repair of cracked aluminum plates under tension. *Int. J. Adhes. Adhes.* 49 (2014) 64-72.
- [89] T. V. Umamaheswar, R. Singh, Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet, *Eng. Fract. Mech.* 62(2) (1999) 267-289
- [90] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, B. Achour, N. Benderdouche, Modelling of a cracked aluminium plate repaired with composite octagonal patch in mode I and mixed mode, *Mater. Design.* 30(3) (2009) 590-595.
- [91] T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier, Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch, *Comp. Mater. Sci.* 28(1) (2003) 41-48

- [92] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, H. R. Daghyani, Mixed-mode fracture analysis of aluminium repaired panels using composite patches, *Compos. Sci. Technol.* 66(2) (2006) 188-198
- [93] M. R. Ayatollahi, R. Hashemi, Computation of stress intensity factors (K I, K II) and T-stress for cracks reinforced by composite patching, *Compos. Struct.* 78(4) (2007) 602-609.
- [94] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier, The effects of disbonds on the stress intensity factor of aluminium panels repaired using composite materials, *Compos. struct.* 78(2) (2007) 278-284.
- [95] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier, Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode, *Compos. Struct.* 56(4) (2002) 401-406
- [96] H. Jian-Bin, L. Xu-Dong, M. Zhi-Tao, Fatigue behavior of thick center cracked aluminum plates repaired by two-sided composite patching, *Mater. Design.* 88 (2015) 331-335
- [97] H. Fekirini, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier, Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures, *Compos. Struct.* 82(1) (2008) 84-89
- [98] C. Soutis, F. Z. Hu, Design and performance of bonded patch repairs of composite structures, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace. Eng.* 211(4) (1997) 263-271.
- [99] X. Liu, G. Wang, Progressive failure analysis of bonded composite repairs, *Compos. Struct.* 81(3) (2007) 331-340.
- [100] M. Ramji, R. Srilakshmi, M. B. Prakash, Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM, *Compos. Part B-Eng.* 45(1) (2013) 710-720.
- [101] Aminallah, L., et al. "Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures." *Computational Materials Science* 46.4 (2009): 1023-1027
- [102] J. Aakkula, O. Saarela, An experimental study on the fatigue performance of CFRP and BFRP repaired aluminium plates, *Compos. Struct.* 118 (2014) 589-599.
- [103] M. Ramji , R. Srilakshmi, M.B. Prakash, Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM. *Compos. Part B-Eng.* 45(1) (2013) 710-720.
- [104] Y. Murakami, stress intensity factors Handbook. Pergamon Press,1987.
- [105] H. Hosseini-Toudeshky , G. Sadeghi , H.R. Daghyani .(2005). Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminium panels with glass/epoxy composite patches. *Composite Structures* 71,pp. 401–406

# Liste des Publications

## 1. Communications nationales et internationales (acceptées ou soumises)

- **El Hadj Besseghier.** « Contribution à l'étude de fatigue des structures endommagées et réparées : analyse et optimisation » Journée des doctorants génie mécanique, Mascara, 2017.
- **El Hadj Besseghier, A.AID, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.BENHAMENA.** “Numerical investigation of shape effect of composite patch on inclined crack reparation”. First Students Symposium on Engineering Application of Mechanics (SSEAM'1). Mascara, 2017.
- **El Hadj Besseghier, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.BALTACH. A.AID.** “Effet de rapport de charge sur la durée de vie d'une structure réparé par patch composite”. Third Students Symposium on Engineering Application of Mechanics (SSEAM'3). Mascara, 2018.
- **El Hadj Besseghier, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.BALTACH. A.AID. A** 3D analysis of crack-front shape of asymmetric repaired aluminum panels with composite patches” .Third Students Symposium on Engineering Application of Mechanics (SSEAM'3). Mascara, 2018.
- **El Hadj Besseghier, A.DJEBLI, A.BALTACH, A.SID AHMED, A.AID** Simulation numérique de comportement mécanique d'une structure patché. Journée d'Etude & Portes Ouvertes sur le Génie Mécanique (JE&PO-GM-2018). Mascara, 2018.
- **A.BALTACH, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.AID, El Hadj Besseghier,** “Effet de de la configuration du front de la fissure lors de la propagation sur l'intensité des contraintes dans une structure réparée par patch composite » Third Students Symposium on Engineering Application of Mechanics. (SSEAM'3). Mascara, 2018.
- **A.BALTACH, A.DJEBLI, A.BOUKHLIF, El Hadj Besseghier, A.BENHAMENA ,A.AID,** “ The Effect of the Mechanical Properties and the Crack Size on the J-Integral Values in the Welded Joints. Journée d'Etude & Portes Ouvertes sur le Génie Mécanique (JE&PO-GM-2018). Mascara, 2018.

- A.SID AHMED, A.DJEBLI, **El Hadj Besseghier**, A.BALTACH, A.AID  
Comportement Mécanique en fatigue d'un matériau composite unidirectionnel. Journée d'Etude & Portes Ouvertes sur le Génie Mécanique (JE&PO-GM-2018). Mascara, 2018.

## 2. Publications (acceptées et soumises)

- **El Hadj Besseghier**, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.AID, “Effect of Patch Shape on the Repair Efficiency of a Cracked Aluminum Panel”. JOURNAL OF MATERIALS AND ENGINEERING STRUCTURES 4 (2017) 225–233. **(On line)**.
- A.BALTACH, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, **El Hadj Besseghier**, A.AID  
“Numerical analysis and optimization of the residual stresses distribution induced by cold expansion technique”. Frattura ed Integrità Strutturale, 46 (2018) 252-265. **(On line)**.
- **El Hadj Besseghier**, A.DJEBLI, M.BENDOUBA, A.BALTACH, A.AID ,  
“A 3D analysis of crack-front shape of asymmetric repaired aluminum panels with composite patches“.Frattura ed Integrità Strutturale. 49 (2019) 547-556 **(On line)**.