

République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret  
Faculté des Sciences Appliquées  
Département de Génie Mécanique



## **MÉMOIRE DE FIN D'ETUDES**

Pour l'obtention du Diplôme de Master

**Domaine :** Sciences et Technologie

**Filière :** Electromécanique

**Parcours :** Master

**Spécialité :** Maintenance Industrielle

**Thème**

**Etude numérique de l'effet de la  
forme du patch sur la durée de vie  
des structures réparées en composite**

Préparé par :

MELAH Salah Eddine

Soutenu publiquement le : 19 / 09 / 2021, devant le jury composé de :

M. ZAGANE Mohamed Saleh Maître de Conférences "A"(Univ. Ibn Khaldoun) Président

M.HADJI Lazreg Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun) Examineur

M. BALTAH Abdelghani Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun) Encadreur

## *Remerciements*

*Mes vifs remerciements et profondes gratitudees à **ALLAH** tout puissant qui m'a comblé des bienfaits de l'islam et de la science.*

*Mes profonds remerciements sont exprimés à Monsieur le docteur **BALTACH Abdelghani** qui m'a fait l'honneur de diriger ce travail. Je tiens à lui exprimer ma gratitude et mon profond respect.*

*Je tiens également à exprimer une reconnaissance aux membres de jury :*

*Monsieur le docteur **ZAGANE Med Salah** de m'a avoir honoré de présider le jury de la soutenance.*

*Monsieur le docteur **HADDOUCHE Kamel** et le docteur **HADJI Lazreg** d'avoir bien accepté d'examiner le contenu du présent travail*



*Dédicaces*

*Je dédie ce modeste travail accompagné d'un  
profond amour :*

*À celle qui m'a arrosé de tendresse et  
d'espairs, à la source d'amour incessible, à la  
mère des sentiments fragiles qui ma bénie par ces  
prières ma mère*

*À mon support dans ma vie, qui m'a appris  
m'a supporté et ma dirigé vers la gloire  
mon père*

*À mon chère frère et chères sœurs*

*À mes meilleurs amis*

**SALAHEDDINE**

## Résumé

Dans l'industrie aéronautique et aérospatiale, les composants souffrent à des fissures causées par le dommage. L'estimation ou bien l'évaluation du niveau de ce dommage est basée sur la détermination du Facteur d'intensité de contraintes FIC (paramètre de rupture). Cette évaluation nous permet de choisir la procédure obligatoire afin de prolonger la durée de vie de ces composants. Le renforcement et la réparation des structures métalliques à l'aide d'un patch collé à base de matériau composite sont reconnus comme techniques efficaces et rentables. De nombreux travaux se font actuellement pour améliorer la technique de la réparation des fissures par collage des patchs en composite. Dans ce mémoire, une étude numérique détaillée du comportement élastique comprenant la variation du facteur d'intensité en pointe de la fissure, pour huit formes du patch proposées. Ensuite, nous avons fait une étude comparative entre la réparation par verre/époxy et le bore/époxy afin de choisir la meilleure forme utilisée pour la réparation des structures aéronautiques.

**Mots-clés :** réparation par patch composite, Facteur d'intensité de contraintes, forme du patch, étude numérique.

## Abstract

In aviation and aerospace, components suffer from cracks caused by damage. Estimation or evaluation of the level of this damage depends on the determination of the stress intensity factor FIC (Failure Parameter). This evaluation allows us to choose the mandatory action in order to extend the life of these components. Reinforcement and repair of metal structures using an adhesive patch made of a composite material are effective and low cost techniques. A lot of research is currently being done to improve the technique of fissure repair by sticking compound patches. In this thesis, a detailed numerical study of elastic behavior includes variation of the intensity factor in the slit peak, for eight proposed patch shapes. Next, we conducted a comparative study between glass/epoxy and boron/epoxy repair in order to select the best form of aerospace structural repair.

Keywords: repair using affixed composite materials, stress modulus, shape of affixed composite materials, numerical study.

## المخلص

في مجال الطيران والفضاء، تعاني المكونات من تشققات ناجمة عن التلف. يعتمد تقدير أو تقييم مستوى هذا الضرر على تحديد عامل شدة الإجهاد FIC (معلمة الفشل). يسمح لنا هذا التقييم باختيار الإجراء الإلزامي من أجل إطالة عمر هذه المكونات. تعد تقوية وإصلاح الهياكل المعدنية باستخدام رقعة لاصقة مصنوعة من مادة مركبة على أنها تقنيات فعالة

ومنخفضة من حيث التكلفة. تتم حالياً الكثير من البحوث لتحسين تقنية إصلاح التشققات عن طريق لصق الرقع المركبة. في هذه الأطروحة، دراسة رقمية مفصلة لسلوك مرن تتضمن تباين عامل الشدة في ذروة الشق، لثمانية أشكال من الرقع المقترحة. بعد ذلك، قمنا بإجراء دراسة مقارنة بين الإصلاح باستعمال الزجاج / الإيبوكسي والبورون / الإيبوكسي من أجل اختيار أفضل شكل في إصلاح هياكل الطيران.

**الكلمات المفتاحية:** إصلاح باستعمال مواد مركبة ملصقة، معامل شدة الإجهاد، شكل المواد المركبة الملصقة، دراسة رقمية.

## Table des matières

Remerciment

Dédicace

Résumé

Liste des figures

Liste des tableaux

<b>Introduction générale</b> .....	2
<b>CHAPITRE I : GENERALITES SUR LA MECANIQUE DE LA RUPTURE</b> .....	5
1- Aperçuhistoriquesurlamécaniquedelarupture .....	6
2-Mécanismesetmodèlesdefissuration .....	9
3-Modesderupture.....	10
4-Utilisationdelamécanique delarupture enconception.....	10
5-LeCritère d'énergie.....	11
6-Critèresderuptureetdepropagation .....	14
6-1-Critèresd'amorçage .....	14
6-2-Plasticitéenfrontd'entaille .....	15
6-3-Contraintesetdéformationsenfrontdefissure .....	15
6-5-Influencedel'étatdecontraintesurlatailledelazoneplastique .....	19
7-Formeettailledela zoneplastique .....	19
8-Effetcyclique:chargement,déchargement.....	20
<b>CHAPITRE II : GENERALITES SUR LES MATERIEUX COMPOSITES</b> .....	23
INTRODUCTION .....	24
2-Composition des matériaux composites .....	25
3-Les Matrices : .....	26
3-1-Les matrices thermoplastiques : .....	27
3-2-Les matrices élastomères : .....	27

3-3-Les matrices thermodurcissables : .....	28
4-2-Fibres d'origine organique : .....	30
5-Les matériaux composites structuraux: .....	31
6-Composite Stratifié : .....	31
7-Composite Sandwich : .....	32
8-Avantages Des Composites : .....	33
9-Applications Des Matériaux Composites : .....	33
9-1-Industrie Aérospatiale : .....	33
9-2-Industrie Des Transports Terrestres Et Maritime : .....	34
<b>CHAPITRE III REPARATION PAR PATCH DES COMPOSANTS FISSURES ...</b>	<b>35</b>
Introduction .....	36
1-Méthodes de réparation des structures fissurées par fatigue .....	36
1-1-Méthode du perçage d'un trou .....	36
1-2-Méthode de la surcharge .....	38
1-3-L'empreinte de billes .....	39
1-4-Technique de meulage .....	41
1-5-Technique de collage du patch en composite .....	42
1-6-Méthode d'infiltration .....	45
<b>PARTIE B : ETAT DE L'ART .....</b>	<b>46</b>
<b>INTRODUCTION .....</b>	<b>47</b>
1-Application Du Patch En Aéronautique .....	47
2-Effets de la réparation par patch .....	49
3-Effet De La Géométrie Du Patch Et De L'adhésif .....	51
4-Effet De La Forme Du Patch .....	52
<b>CHAPITRE IV: RESULTATS ET DISCUSSIONS .....</b>	<b>54</b>
Introduction .....	55
1-Validation du modèle éléments finis en comportement élastique linéaire .....	55



1-1-Modèle géométrique.....	55
1-2-Propriétés Mécaniques .....	56
1-3-Modélisation par Elément finis .....	57
1-4-Résultats et discussion.....	59
2-Effet de la forme du patch sur la qualité de réparation.....	60
2-1-Modèles géométriques.....	60
2-2-Propriétés Mécaniques .....	62
2-3-Modélisation par Elément finis .....	62
2-4-Résultats et discussions .....	63
<b>Conclusion générale.....</b>	<b>66</b>
<b>Références et bibliographie .....</b>	<b>68</b>

## Liste des figures

Figure 1. Lestroismodesderupture. ....	10
Figure 2 : Comparaisondel'approcheclassique(a)etdel'approcheutilisantlaMLR(b).....	11
Figure 3.Fissure traversant delongueur2adans uneplaqueinfinie.....	12
Figure 4 : Comparaison entrel'approcheclassiqueetcelledelaMLR. ....	13
Figure 5:Amorçageetpropagationquasi-statique. ....	14
Figure 6(a)champdecontraintes,(b)Premièreestimationdelazoneplastifiée. ....	15
Figure 7.Représentation générale de l'évolution du taux de croissance de fissure en fonction del'amplitudedu facteur d'intensitédescontraintes: $da/dN = f(\Delta K)$ .(BathiasetBaïlon1981). ....	18
Figure 8 : L'amplitudeeffective du facteur d'intensitédescontraintes. ....	18
Figure 9.Définitiondesvaleursparticulières de $a$ selon Bankset al.....	20
Figure 10.Mécanismedelaplastificationcyclique enfonddefissuredefatigueselonRice. ....	21
Figure 11: composition d'un matériau composite .....	26
Figure 12: Différentes matrices des matériaux composites.....	27
Figure 13 : Exemple de fibre de verre.....	29
Figure 14 : Exemple de fibre de carbone. ....	29
Figure 15: Exemple de fibre de céramique. ....	30
Figure 16:Exemple de fibre d'aramide. ....	31
Figure 17: représentation schématique d'un pli. ....	31
Figure 18: Exemples de différents types d'orientations des fibres.....	32
Figure 19: Représentation schématique des différents constituants structure sandwich. ....	32
Figure 20 :Schéma des lignes de chargement .....	37
Figure 21:Schéma du perçage au fond de la fissure .....	37
Figure 22:. Effet du rapport de surcharge $R_{pic}$ sur la vitesse de propagation de la fissure avec un rapport de charge $R = 0$ , selon Tsukuda .....	38
Figure 23 :Evolution du nombre de cycles affectés par le retard $N_d$ en fonction du rapport de surcharge $R_{pic}$ .....	39
Figure 24:Courbes S-N d'éprouvettes préfissurées avec ou sans empreintes pour différentes charges, $a_0 = 10$ mm .....	41
Figure 25 : Schéma de principe du meulage .....	41
Figure 26: <i>Géométrie du modèle étudié [35].</i> .....	42

Figure 27:Variation de FIC en fonction de la longueur des fissures a) variation de FIC entre une structure fissure réparée et non réparée b) variation de FIC entre une structure fissurée réparée d'un seul, de deux cotés et non réparée .....	43
Figure 28:représente la variation du facteur d'intensité de contrainte moyen en fonction de du rapport de longueur de fissure par la largeur de la plaque réparée de deux côtés et non réparée.	44
Figure 29:Durée de vie d'une plaque fissurée réparée et non réparée. ....	44
Figure 30: Réparation sur un avion Hercules d'après (Baker& Jones, 1988).....	47
Figure 31: Exemple de réparation sur un avion F111 (Baker & Jones, 1988) .....	48
Figure 32: Exemple de réparation sur un avion Mirage (Baker & Jones, 1988).....	48
Figure 33: Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage .....	49
Figure 34: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en .....	50
Figure 35: Plaque réparée par double composite patch (Benachour et al. 2014) .....	50
Figure 36:. a) modelé analysé b) Evolution de FIC en fonction des paramètres géométriques (Hp et Wp ) du patch.....	51
Figure 37:. a) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs de patch b) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs d'adhésif .....	52
Figure 38:. Évolution de FIC en fonction de l'angle d'inclinaison $\beta^\circ$ pour différentes formes de patch .....	53
Figure 39 : Modèle géométrique d'éprouvette à une fissure centrale réparé a) la moitié de la structure réparée en 3D b) les dimensions en mm de l'éprouvette.....	56
Figure 40 : l'orientation des fibres des couches de verre/époxy .....	57
Figure 41: les conditions aux limites de la structure réparée. ....	58
Figure 42 : Modèle EF de la plaque réparée ; (b) maillage typique de 1/4 de la plaque réparée ; (c) Maillage autour de la pointe de fissure. ....	59
Figure 43 : Variation de J normalisé le long de l'épaisseur de la plaque réparée. ....	60
Figure 44 : Modèles EF de la plaque réparée par les formes de patch proposées .....	63
Figure 45: Variation du FIC le long du front de fissure pour les différentes formes de patch a) Verre/époxy ; b) Bore/époxy .....	63
Figure 46: Variation du FIC <sub>moy</sub> le long du front de fissure pour les différentes formes de patch a) Verre/époxy ; b) Bore/époxy .....	64

## Liste des tableaux

Tableau 1 Valeurs particulières de $\alpha$ .....	20
Tableau 2: Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF .....	34
Tableau 3 : Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation de la fissure de $a_0 = 10$ à $a_f = 80$ mm .....	40
Tableau 4 : représente les différentes dimensions des patches utilisés .....	60
Tableau 5 : Propriétés des matériaux utilisés. ....	62



# **Introduction générale**

## INTRODUCTION GENERALE

Dans le domaine des transports, la politique actuelle tend à augmenter la durée de vie des structures tout en gardant leur rigidité et leur résistance. Afin de répondre à cette demande, les réparations et les renforcements par patchs composites sont de plus en plus utilisés, notamment dans l'aéronautique. Plusieurs travaux expérimentaux et numériques ont été conduits pour étudier le comportement des fissures réparées par patch en composite par l'estimation de l'intensité des contraintes dans les structures réparées.

Le travail que nous présentons ici consiste à simuler numériquement en 3D par la méthode des éléments finis pour analyser l'effet de la forme du patch en composite utilisé sur le comportement du front de fissure d'une plaque ayant une fissure centrale en aluminium, réparée asymétriquement. Cette analyse nous permis d'améliorer l'efficacité et la durabilité de réparation.

Le but de cette étude repose sur deux axes :

-  Une première étude numérique pour valider notre modelé réalisé par le code de calcul Abaqus.
-  Une deuxième étude élastique qui traite de l'effet de la forme du patch sur la qualité de la réparation. Pour cela, huit formes de patchs ont été choisies : trapézoïdale, rectangulaire, circulaire et carrée.

Ce mémoire est structuré en quatre chapitres : les deux premiers chapitres sont consacrés à l'étude bibliographique, le premier comporte des généralités sur la mécanique de la rupture ; le deuxième aborde la définition et la classification des différents types des matériaux composites.

Dans le troisième chapitre, nous avons présenté les différentes techniques de réparation des structures fissurées. Ensuite, un aperçu général sur la réparation par patch composite dans l'aéronautique.

Dans le quatrième chapitre nous avons utilisé la méthode des éléments finis pour analyser l'effet de différentes formes du patch : carré, rectangulaire, trapézoïdale et circulaire sur les variations du facteur d'intensité de contrainte en mode I ( $K_I$ ) pour des éprouvettes non patchées et des éprouvettes patchées et par conséquent la durée de vie de la structure réparée.

Enfin, Ce travail se termine par une conclusion générale.

# **Chapitre I :**

**GENERALITES SUR LA MECANIQUE  
DE LA RUPTURE**



## 1- Aperçu historique sur la mécanique de la rupture

Eviter la rupture n'est pas en soi une idée nouvelle. Les concepteurs des structures de l'Égypte des pharaons (pyramides) ou ceux de l'empire romain nous ont laissé des édifices que l'on peut encore contempler ce qui prouve bien qu'ils avaient le souci d'éviter la ruine des structures. Les matériaux utilisés avant la révolution industrielle étaient cependant limités pour l'essentiel au bois de construction, à la pierre ou à la brique et au mortier. La brique et le mortier sont relativement fragiles lorsqu'on les utilise en traction ; les structures anciennes qui ont résisté au temps, étaient chargées en compression (pyramides, ponts romains...) et de façon générale toutes les structures de l'époque qui précède la révolution industrielle étaient conçues pour des chargements en compression. Il a fallu attendre la révolution industrielle au début du 19<sup>e</sup> siècle, avec l'utilisation de l'acier dont les propriétés mécaniques permettaient de concevoir des structures pouvant résister à des charges de traction. La comparaison des anciens ponts romains avec les ponts modernes de structure métallique montre bien que les premiers étaient chargés en compression alors que les seconds les ont plutôt en traction.

L'utilisation de nouveaux matériaux ductiles (acier et autres alliages métalliques) pour des chargements en traction conduisit cependant à quelques problèmes ; des ruptures se produisaient parfois pour des niveaux de charges bien inférieurs à la limite d'élasticité ; on a dans un premier temps essayé d'éviter ces risques de ruptures en sur dimensionnant les structures, mais la nécessité d'alléger de plus en plus les structures et de réduire les coûts conduisit au développement des recherches sur la mécanique de la rupture.

Les premiers essais de rupture ont été menés par Léonard de Vinci bien avant la révolution industrielle, qui a montré que la résistance à la traction de fils de fer variait inversement avec leur longueur. Ces résultats suggéraient que les défauts contenus dans le matériau contrôlaient sa résistance ; plus le volume est important (fil de fer long) plus la probabilité de présence de fissure par exemple est importante.

Cette interprétation qualitative fût précisée plus tard en 1920 par Griffith qui établit une relation directe entre la taille du défaut et la contrainte de rupture. S'appuyant sur les travaux

d'Inglis, Griffith appliqua l'analyse des contraintes au tour d'un trou elliptique à la propagation instable d'une fissure, il formule ainsi à partir du premier principe de la thermodynamique, une théorie de la rupture. Selon cette théorie, un défaut devient instable et conduit à la rupture lorsque la variation d'énergie liée à une propagation du défaut atteint l'énergie spécifique du matériau. Cette théorie prédit correctement la relation entre la contrainte de rupture et la taille du défaut dans les matériaux fragiles. Dans les matériaux ductiles et notamment les alliages métalliques, l'avancée d'un défaut s'accompagne d'une importante dissipation d'énergie due à la plastification qui se développe à l'extrémité d'une fissure et la théorie de Griffith qui ne considère que l'énergie de création de surface ne peut en rendre compte. Il a fallu attendre les travaux d'Irwin en 1948 qui proposa une modification de la théorie de Griffith en incluant justement dans le bilan énergétique, l'énergie due à la plastification, pour que l'approche de Griffith soit applicable aux matériaux ductiles.

La mécanique de la rupture passa du stade de curiosité scientifique à celui d'une discipline scientifique largement utilisée dans l'ingénierie de la construction, après ce qui arriva aux bateaux de la liberté lors de la deuxième guerre mondiale. Le principe de conception de ces bateaux avec une coque entièrement soudée constituait un grand succès jusqu'au jour où un de ces navires se fissura en deux parties entre la Sibérie et l'Alaska dans une mer très froide. Une dizaine d'autres navires sur les 2700 en service, subira ensuite le même sort. Les analyses des causes de rupture montraient que celles-ci étaient dues à la combinaison de trois paramètres :

- ✚ les joints de soudures contenaient des fissures.
- ✚ la plupart de ces fissures qui conduisaient à la rupture, se développaient à partir de zones de forte concentration de contrainte.
- ✚ l'acier de construction utilisé pour ces bateaux, qui convenait pour les assemblages par rivetage où il n'y avait pas de risque qu'une fissure traverse toute la coque, avait une faible ténacité.

Dès l'instant où la cause des ruptures était clairement identifiée, des plaques en acier de meilleure ténacité furent rivetées près des zones de forte concentration des contraintes pour arrêter la propagation des fissures. On développa ensuite des aciers de forte ténacité et on améliora le procédé de soudage, c'est dans ces années après guerre qu'un groupe de chercheurs dirigé par Irwin étudia en détail le problème de la rupture au laboratoire national de recherche de la marine américaine.

Irwin considéra que les outils fondamentaux pour étudier la rupture existaient et proposa en 1948, une extension de l'approche de Griffith aux matériaux ductiles en y incluant le terme de dissipation d'énergie due à l'écoulement plastique près des extrémités d'une fissure. Il développa ensuite en 1956 le concept de taux de restitution d'énergie à partir toujours de la théorie de Griffith mais sous une forme facilement exploitable par les concepteurs de structures. En 1957, s'appuyant sur les travaux de Westergaard qui analysa les champs de déplacements et de contraintes élastiques près de l'extrémité d'une fissure sous chargement donné, Irwin montra que les déplacements et les contraintes au voisinage de l'extrémité d'une fissure peuvent être décrits à l'aide d'un paramètre unique qui était relié au taux de restitution d'énergie, ce paramètre issu de la mécanique linéaire de la rupture, est le facteur d'intensité des contraintes (FIC).

Les nouveaux concepts de la mécanique de la rupture furent ensuite utilisés pour montrer que la plupart des ruptures dans les fuselages d'avions étaient dues à des fissures de fatigue qui atteignaient une taille critique. Ces fissures prenaient naissance près des hublots dans les coins qui constituent des zones de forte concentration des contraintes. Les ruptures qui se produisaient dans les essieux d'engins roulants ou encore dans les rotors des turbines à vapeur furent aussi expliquées grâce à l'application de ces nouveaux concepts. Le concept de FIC fut également utilisé par Paris pour décrire la propagation des fissures de fatigue et progressivement les courbes de propagation des fissures de fatigue proposées par ces auteurs remplacèrent les courbes d'endurance pour une meilleure prédiction des durées de vie des structures.

La période entre 1960 et 1980 vit une intensification des recherches sur la rupture avec deux écoles qui s'affrontaient. D'une part les tenants de l'approche utilisant la mécanique linéaire de la rupture et ceux qui s'intéressaient essentiellement à la plastification qui se développe à l'extrémité d'une fissure. La mécanique linéaire de la rupture cesse d'être valable lorsqu'une plastification importante précède la rupture. Pour tenir compte de l'effet de cette plastification sur les champs de contraintes et de déplacements à l'extrémité d'une fissure, plusieurs auteurs (Irwin, Dugdale et Barenblatt...) proposèrent ce qu'on appelle une correction de zone plastique ; la taille de la fissure est alors augmentée de cette zone plastique pour retrouver les champs de contraintes élastiques décrits par le FIC.

Wells, un des représentants de la deuxième école, proposa en 1961 le déplacement à fond de fissure ou CTOD «Crack Tip Opening Displacement »-comme paramètre alternatif à

la mécanique linéaire de la rupture ou plus précisément au concept de FIC, lorsque la plastification devient importante comme c'est le cas dans les matériaux très ductiles. Plus tard, Hutchinson, Rice et Rosengren (HRR) développèrent un nouveau paramètre appelé intégrale  $J$  pour mieux décrire la répartition des contraintes dans les zones plastifiées (champ HRR). Begley et Landes caractérisèrent la ténacité à l'aide du paramètre  $J$  et développèrent une procédure standard pour l'utilisation de cette intégrale dans des cas pratiques.

Les récents développements de la mécanique de la rupture montrent que si les recherches se sont cristallisées sur l'effet de la plastification dans la période entre 1960 et 1980, on s'intéresse actuellement plus aux comportements viscoplastique et/ou viscoélastique. Les premiers se rencontrent à température élevée lorsque les phénomènes de fluage deviennent importants alors que les seconds caractérisent les matériaux polymères de plus en plus utilisés dans l'industrie. L'apparition des nouveaux matériaux composites nécessita également l'utilisation des concepts de la mécanique linéaire de la rupture pour décrire leur comportement. Plus récemment encore, de nouvelles approches tentent de relier le comportement local à l'échelle microscopique au comportement global lors de la rupture d'un matériau. Ces approches micro-macro deviennent parfois nécessaires lorsqu'on atteint les limites d'utilisation des autres approches plus classiques.

L'objet de mécanique de la rupture est l'étude des évolutions de cette surface (propagation de la fissure) en fonction des chargements appliqués et des caractéristiques du matériau constituant.

## **2-Mécanismes et modèles de fissuration**

Afin de prévoir la rupture des pièces mécaniques sollicitées en fatigue, beaucoup de laboratoire ont tenté, au moins pour des raisons pratiques, d'établir des lois empiriques de fissuration, utilisées au bureau d'étude.

Si les mécanismes propres à la fatigue commencent à peine d'être connus, l'influence de certains paramètres sur la vitesse de fissuration est généralement mieux définie. Nous pouvons les classer en deux catégories :

- Les paramètres intrinsèques qui dépendent du matériau lui-même. Module de Young, limite d'élasticité, propriétés cycliques et état métallurgique du matériau.

- Les paramètres extrinsèques qui dépend des conditions de l'essai, quel que soit le matériau étudié, température, environnement, dimension de l'éprouvette, rapport de charge  $R$ , etc .

### 3-Modes de rupture

Une fissure est définie comme la surface  $\Sigma$  séparant localement un solide en deux parties. Le champ des déplacements est alors discontinu à travers cette surface et les trois composantes vectorielles de cette discontinuité forment les trois modes de rupture (Figure1) : le mode I pour une ouverture et le mode II pour un glissement plan (dans un cas tridimensionnel, le mode III pour un glissement anti-plan). Le cas réel est une superposition de ces modes, on parle alors de mode mixte [1].

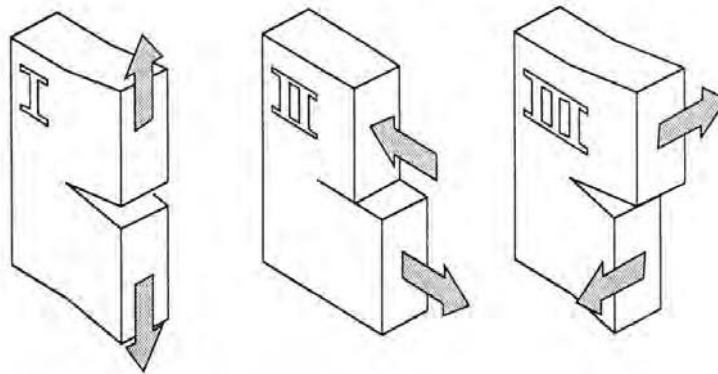


Figure 1. Les trois modes de rupture. [1]

### 4-Utilisation de la mécanique de la rupture en conception

Les schémas figure 2 a compare l'approche classique pour le dimensionnement des structures basée sur la limite d'élasticité du matériau  $\sigma_E$  à l'approche utilisant le concept de ténacité  $K_C$  issu de la mécanique linéaire de la rupture (MLR).

Dans le premier cas, on dimensionne les structures pour que les contraintes appliquées  $\sigma$  restent inférieures à la limite d'élasticité ( $\sigma < \sigma_E$ ). On utilise en général un coefficient de sécurité pour prévenir tout risque de rupture fragile ( $\sigma < \alpha \sigma_E$  avec  $\alpha < 1$ ). Cette approche est à deux variables  $\sigma$  et  $\sigma_E$ ; elle fait abstraction de l'existence d'éventuels défauts sous forme de micro fissures par exemple.

L'approche basée sur la mécanique linéaire de la rupture est à trois variables, la contrainte appliquée, la ténacité  $KC$  qui remplace la limite d'élasticité et une variable additionnelle qui est la taille du défaut. Il y a cependant deux approches alternatives de la mécanique de la rupture, l'une utilisant le concept d'intensité des contraintes critique (ténacité du matériau) et l'autre un critère d'énergie. Ces deux approches sont équivalentes dans certaines conditions. On va les présenter brièvement avant de préciser les hypothèses qui les sous tendent et de rentrer dans les détails des calculs qu'elles mettent en œuvre.

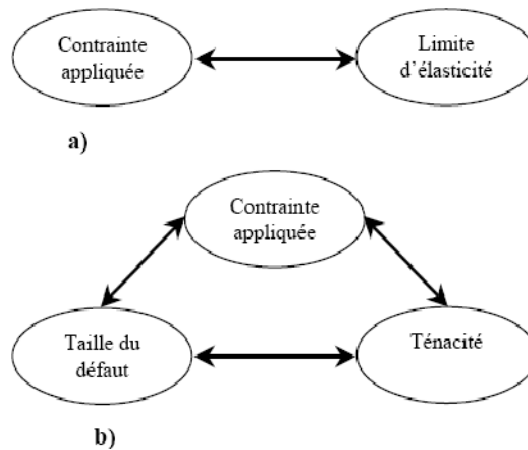


Figure 2 : Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MLR(b) [2]

### 5-Le Critère d'énergie

L'approche énergétique est basée sur le postulat suivant : l'extension d'une fissure qui conduit à la rupture se produit lors que l'énergie fournie est suffisante pour vaincre la résistance du matériau, cette résistance se compose de l'énergie de création de surface, de l'énergie de plastification de l'extrémité de la fissure, et éventuellement d'autres types d'énergies dissipatives associées à la propagation d'une fissure.

Griffith fut le premier à proposer un critère d'énergie pour la rupture des matériaux fragiles, qui fut en suite étendu aux matériaux ductiles par d'autres auteurs : Irwin et Orowan. L'énergie de Griffith notée  $G$  (qu'on appelle aussi taux de restitution d'énergie) est définie par la variation d'énergie par unité de surface fissurée, associée à la propagation d'une fissure dans un matériau linéaire élastique. La rupture se produit lorsque  $G$  atteint une valeur critique  $G_C$ ,  $G_C$  est une mesure de la ténacité du matériau.

Pour une fissure de longueur  $2a$  (figure 3) dans une plaque de dimensions infinies (ce

qui équivaut à dire que la longueur de fissure est très petite par rapport aux dimensions de la plaque dans le plan de chargement), constituée d'un matériau de module d'Young  $E$  et soumise à une contrainte de traction, l'énergie de Griffith  $G$  par unité de surface fissurée est donnée par:

$$G = \frac{\pi (\sigma^\infty)^2 a}{E}$$

Si on continue à augmenter la contrainte appliquée  $\sigma^\infty$ , la rupture se produira lorsque l'énergie

$G$  atteint sa valeur critique pour une contrainte appliquée  $\sigma_R$ . On a alors d'après la relation précédente:

$$G_c = \frac{\pi \sigma_R^2 a}{E}$$

On peut noter qu'à valeur de  $G_c$  fixée, la contrainte à rupture  $\sigma_R$  varie avec, de même

A  $G_c$  et  $\sigma^\infty$  fixées, la longueur critique de défaut  $a_c$  est donnée par:

$$a_c = \frac{E G_c}{\pi (\sigma^\infty)^2}$$



Figure 3 : Fissure traversant de longueur  $2a$  dans une plaque infinie [2].

La figure 4 illustre bien la différence entre l'approche classique qui fait abstraction de l'existence d'une fissure (le critère de rupture est  $(\sigma^\infty = \sigma_E)$  et l'approche par la MLR qui prend en compte la présence de la fissure ( $\sigma^\infty$  proportionnelle à  $1/\sqrt{a}$ ). La zone de nonrupture située sous les deux courbes représentant les approches précédentes, montre que de part et d'autre de la longueur de défaut  $a_0$ , on utilisera l'une ou l'autre des approches.

L'énergie de Griffith  $G$  est la force motrice dans un matériau dont la résistance à la rupture est donnée par  $G_C$ . Par analogie avec l'approche basée sur la limite d'élasticité où c'est la contrainte qui joue le rôle de force motrice dans un matériau dont la résistance à la déformation plastique est donnée par la limite d'élasticité  $\sigma_E$ .

Cette analogie est utilisée aussi pour illustrer le concept de similitude. La limite d'élasticité d'un matériau mesurée à partir d'essais sur des éprouvettes de laboratoire est indépendante de la taille des éprouvettes et peut donc être utilisée pour des structures de tailles différentes dès lors que le matériau est raisonnablement homogène. Ce principe de similitude est une des hypothèses fondamentales de la mécanique de la rupture : la ténacité d'un matériau (mesurée par  $G_C$ ) est indépendante de la taille et de la géométrie de la structure fissurée. Cette hypothèse de similitude reste valable tant que le comportement du matériau demeure linéaire élastique [2].

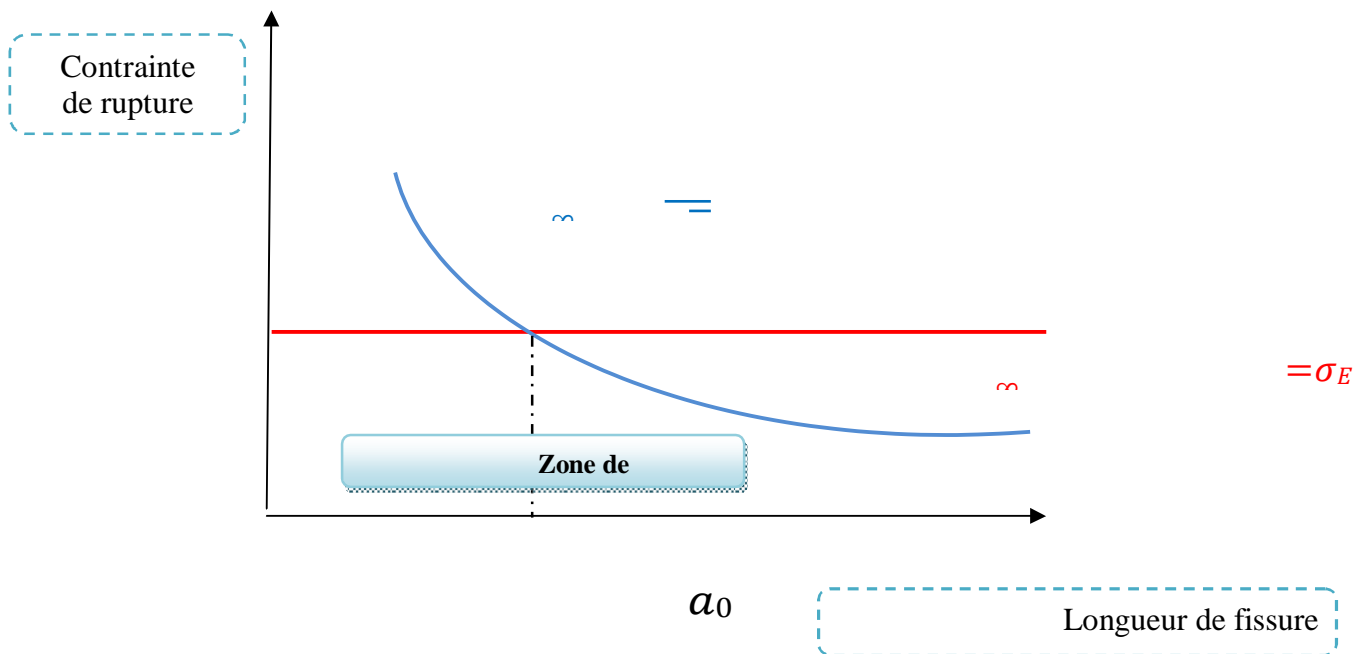


Figure 4 : Comparaison entre l'approche classique et celle de la MLR [2].



## 6-Critères de rupture et de propagation

La définition des grandeurs facteurs d'intensité des contraintes  $K$  et taux de restitution d'énergie  $G$  suppose que ces grandeurs : propriété de structure (dynamique), gouvernent les mécanismes de rupture, à partir de critères sur les grandeurs caractéristiques ( $G_C$ ,  $K_C$ ), propriété strictement de matériau (pas de notion de dynamique). Ces critères sont donc indispensables pour connaître les conditions d'évolution de la fissure et pour le dimensionnement en calcul des structures. Il existe différents types de critères sur les fissures. On distingue, entre autres, les critères [3]:

- d'amorçage,
- de propagation,
- d'arrêt,
- de bifurcation,
- de branchement.

### 6-1-Critères d'amorçage

Pour l'amorçage, c'est-à-dire juste avant qu'une fissure, déjà existante, ne se propage, on choisit, en quasi-statique (Figure 1.5), communément un critère du type  $G \leq G_C$  où  $G_C$  est un taux de restitution critique pour le matériau. Ceci est équivalent en mode I à un critère du type  $K \leq K_C$ .

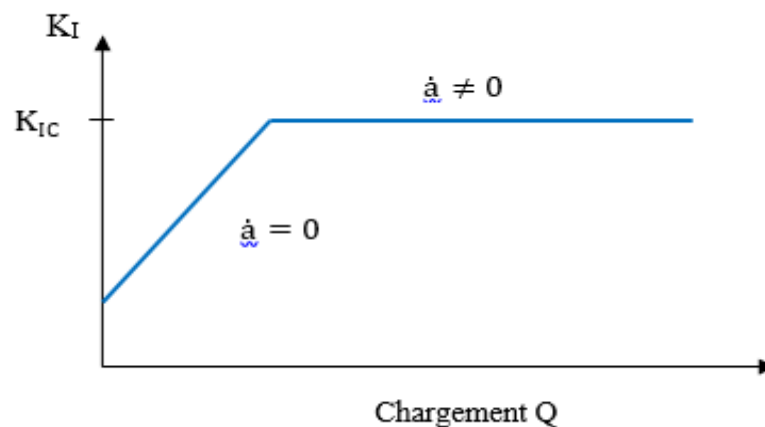


Figure 5: Amorçage et propagation quasi-statique [3].

**6-2-Plasticité en front d’entaille**

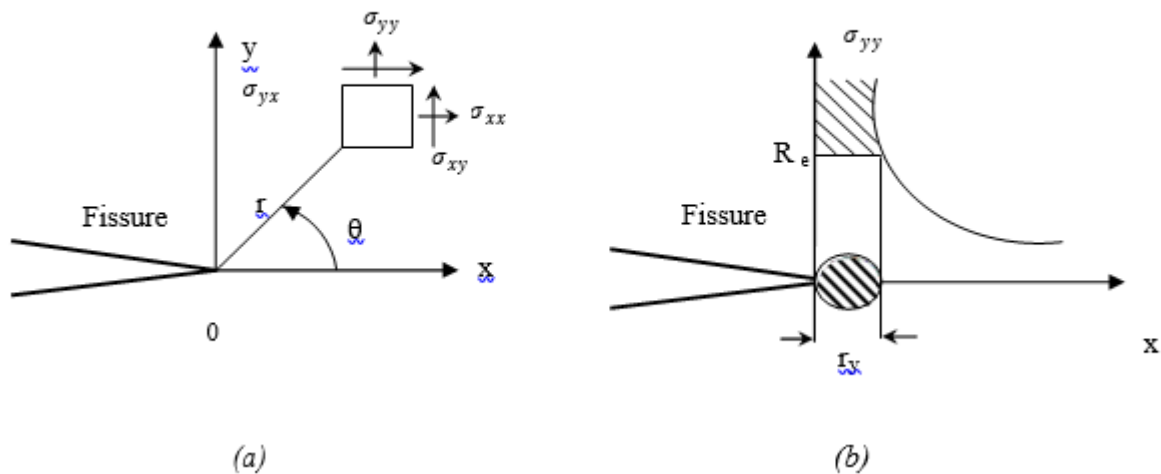
A l’aide d’approches théoriques, on a cherché depuis longtemps à exprimer la vitesse de fissuration par fatigue en explicitant l’influence de certains paramètres mécaniques. A l’heure actuelle, les approches les plus prometteuses s’appuient sur:

- ✓ l’ouverture de fissure (COD);
- ✓ l’érouissage cyclique à fond de fissure.

Dans les deux cas, la connaissance de la forme et de la taille de la zone plastifiée à fond de fissure est utile.

**6-3-Contraintes et déformations en front de fissure**

Avant d’aborder la question de la plasticité en fond de fissure, il convient de rappeler brièvement les résultats issus de la mécanique de la rupture, sur la formation de la zone plastifiée au bout d’une fissure.



**Figure 6 : (a) champ de contraintes, (b )Première estimation de la zone plastifiée [4].**

Dans ce mode des ollicitation (mode I), l’état de contraintes et de déformations en fond de fissure est donné dans le cadre de la mécanique linéaire de la rupture par les relations suivantes :

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (i,j=x,y)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{K_I}{E\sqrt{2\pi r}} g_{ij}(\theta, \nu)$$

$$\sigma_{ij} = 0 \quad \text{en contraintes planes}$$

$$\sigma_{zz} = \nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad \text{en déformations planes}$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{1}{E} [\sigma_{zz} - \nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy})]$$

Avec  $K_I = \sigma_e \sqrt{\pi a}$  : facteur d'intensité de contrainte

$R, \theta$  : coordonnées polaires d'un point en avant de pointe de la fissure

$E$  : module d'Young

$f_{ij}(\theta)$  : fonction de l'angle  $\theta$

$g_{ij}(\theta, \nu)$  : fonction de l'angle  $\theta$  et du coefficient de poisson  $\nu$

En contrainte planes, la composante  $\sigma_{zz}$  est nulle. De plus si l'on fait l'hypothèse simplificatrice que les composantes  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  n'interviennent pas dans la plastification en fond de fissure, la seule composante active est donc  $\sigma_1 = \sigma_{yy}$ , pour  $\theta = 0, f_{ij}(\theta = 0) = 1$  et on a:

$$\sigma_1 = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}}$$

Au cours du chargement, la contrainte  $\sigma_1$  atteint localement la limite d'élasticité  $R_e$ , il y aura alors plastification à la pointe de la fissure dans une zone telle que :

$$\sigma_1 = R_e = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r_p}}$$

Soit :

$$r_p = \frac{K_I^2}{2 R_e^2}$$

Ce modèle simple défini par Irwin, en contraintes planes, fait l'hypothèse que la forme de la zone plastique est circulaire (Figure. I.5.b). et que le matériau est élastique parfaitement plastique. En réalité, la taille de cette zone dépend de nombreux paramètres tels que le coefficient d'écrouissage, l'état de contraintes, le mode de rupture ,etc [4].

### 6-4-Loi de fissuration par fatigue (propagation)

Dans les cas habituels, la fissure progresse avec un taux de croissance par cycle  $da/dN$  qui augmente avec la longueur de la fissure. Si la fissure initiale est non compatible avec le chargement appliqué, un certain nombre de cycles sont nécessaires pour initier la propagation et lorsque la longueur de fissure associée à l'effort remplit les conditions d'instabilité, il y a rupture brutale [5].

Nous nous limitons au cas de la propagation d'une fissure plane, étant donné que le bloc-fissure a été construit sur la base d'un défaut plan semi-elliptique. La modélisation de la propagation en 3D est basée sur l'utilisation de la loi de Paris (Paris et al.(1963)) en chaque nœud du front de fissure dans le plan normal au front. On décrit ainsi l'avancement de chaque point du front de fissure en considérant seul l'effet du mode I prépondérant:

$$\frac{da}{dN} = C [\Delta K]^m$$

Dans cette formule, «a» représente la profondeur de la fissure, «N» le nombre de cycles, et  $\Delta K = K_{max} - K_{min}$  la variation du facteur d'intensité de contrainte au cours d'un cycle de chargement. «C» et «m» sont des grandeurs caractéristiques du matériau [6].

Le taux de croissance d'une fissure peut être déterminé par une loi de propagation qui est basée essentiellement sur le facteur d'intensité des contraintes de la fissure. Paris et al. (1961) ont défini une loi macroscopique de propagation de fissure qui donne une relation entre le taux de croissance de fissure et la variation du facteur d'intensité des contraintes  $\Delta K$ . Au cours des années, cette loi a beaucoup évolué pour prendre en compte l'effet de différents Paramètres sur le taux de croissance des fissures (figure I.7). Il existe bien d'autres lois similaires, mais la simplicité et la forme générale conduit les chercheurs à utiliser le plus fréquemment pour leurs calculs la loi de Paris proprement dite, après en avoir mesuré expérimentalement les paramètres de fissuration C et m.

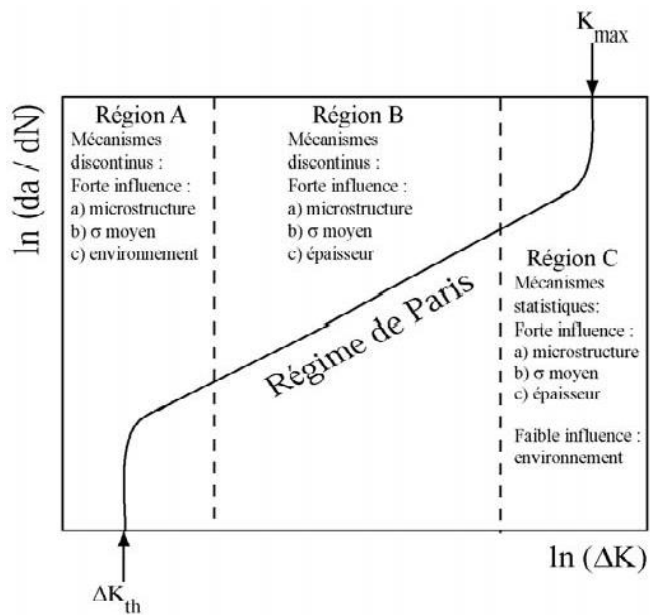


Figure 7. Représentation générale de l'évolution du taux de croissance de fissure en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité des contraintes:  $da/dN = f(\Delta K)$ . (Bathias et Bailon 1981).

- La présence de la zone de plasticité confinée crée un état de compression de chaque côté de la fissure ce qui tend à refermer la fissure. Cette fermeture peut ralentir la propagation de la fissure.
- Lors de l'essai de fissuration par fatigue, la fissure peut rester partiellement fermée sur une portion du chargement cyclique (figure I.8). Ainsi l'amplitude de contrainte réellement subie par la fissure dépend de la portion du chargement sur laquelle la fissure reste ouverte. On introduit donc la notion de variation effective du facteur d'intensité des contraintes et on réécrit la loi de Paris en fonction de celle-ci [7].

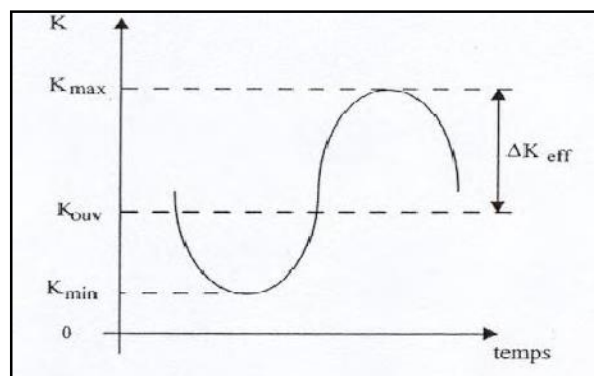


Figure 8 : L'amplitude effective du facteur d'intensité des contraintes [6].

### 6-5-Influence de l'état de contrainte sur la taille de la zone plastique

Dans la zone plastique en déformations planes, selon le critère de Von Mises, la limite d'élasticité peut être multipliée par un facteur de quelques unités en raison du confinement de la plasticité. Broek a proposé d'utiliser un facteur d'entrave à la plasticité défini par la relation:  $L=\sigma_{\max}/R_e$  est égal à trois. En déformation planes, l'équation suivante :

$$\frac{r_{y,D}}{P} = \frac{K_I^2}{2(LR_e)^2} - \frac{K_I^2}{18R_e^2}$$

On voit donc que la taille de la zone plastique en déformation planes  $r_{y,DP}$  est 9 fois que celle en contraintes planes. Comme les surfaces de l'éprouvette ne sont pas en déformations planes, la valeur moyenne du facteur d'entrave à la plasticité est inférieure à trois.

### 7-Forme et taille de la zone plastique

Irwin a proposé que la forme de la zone plastique soit circulaire. En réalité et en mode I la zone plastique est constituée de deux ailes. Plus récemment, Banks et al ont effectué une étude sur la forme et la taille de la zone plastifiée en utilisant le critère de Von Mises. La zone plastifiée est exprimée par la relation suivante:

$$r_m = \alpha \left( \frac{K_I^2}{R_e^2} \right)$$

$\alpha$  est un paramètre fonction de l'angle  $\theta$  et de l'état de contraintes:

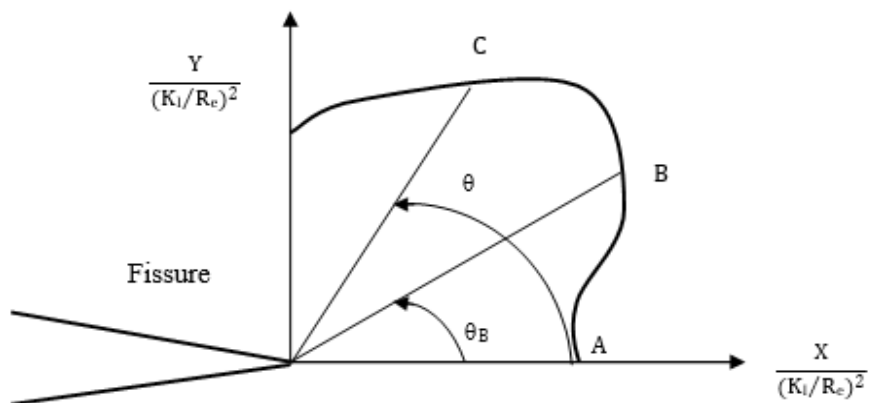
$$\alpha = \frac{1}{4\pi} \left( 1 + \cos\theta + \frac{3}{2} \sin^2\theta \right) \quad \text{en C. P.}$$

$$\alpha = \frac{1}{4\pi} \left[ (1 - 2\nu)^2 (1 + \cos\theta) + \frac{3}{2} \sin^2\theta \right] \quad \text{en D. P.}$$

Les valeurs de  $\alpha$  sont reportées dans le tableau I. Aux points A,B, et C définis dans la figure 9

**Tableau 1 : Valeurs particulières de  $\alpha$  .**

Etat de contraintes	Valeurs de $\alpha$		
	A	B	C
C.P.	$1/2\pi$ ( $\theta_A = 0$ )	$1/2\pi$ ( $\theta_B = 0$ )	$\pm 0,205$ ( $\theta_C = \pm 80^\circ$ )
D.P. ( $\nu = 1/3$ )	$0,0175$ ( $\theta_A = 0$ )	$0,054$ ( $\theta_B = \pm 51^\circ$ )	$\pm 0,129$ ( $\theta_C = \pm 80^\circ$ )

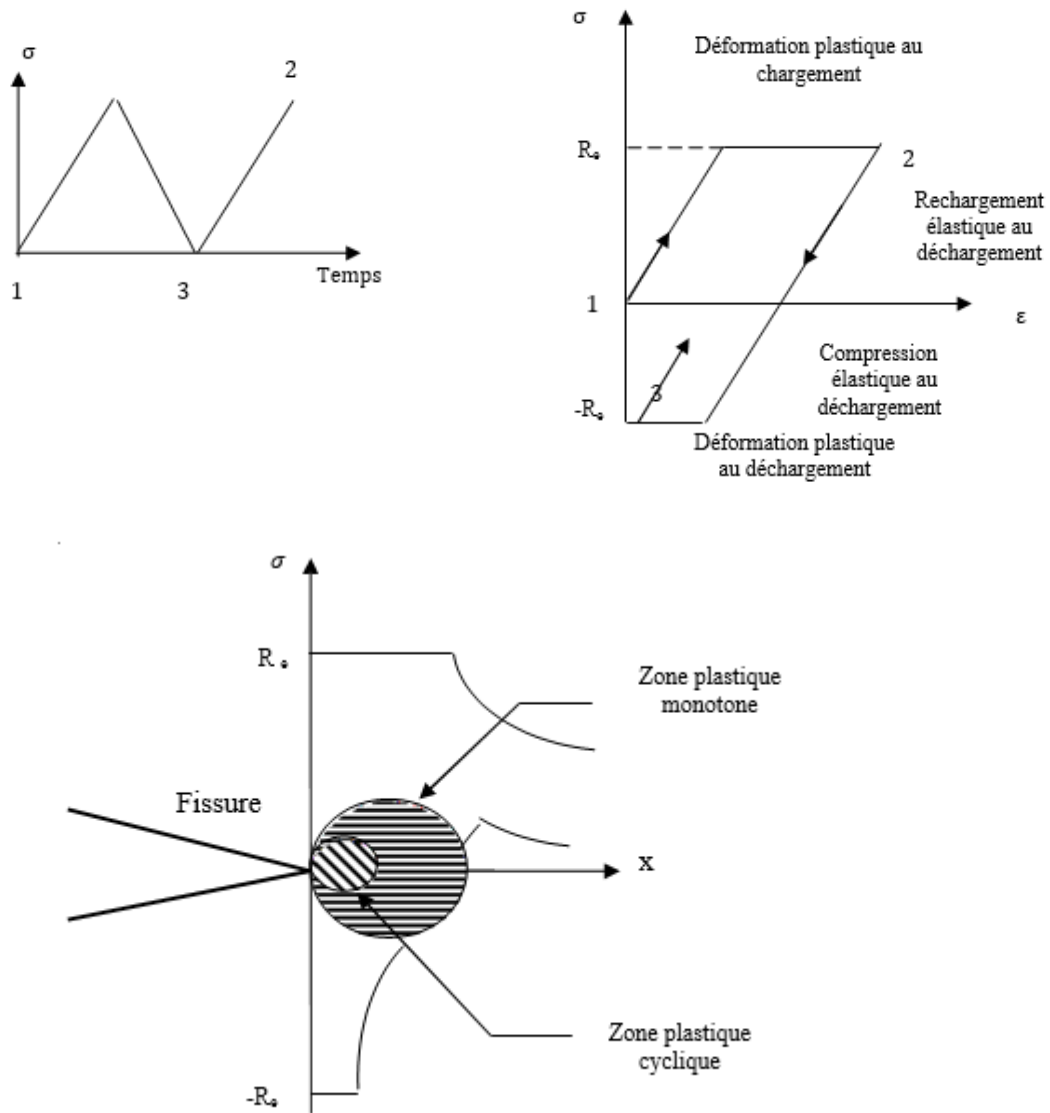


**Figure 9 : Définition des valeurs particulières de  $\alpha$  selon Banks et al [7].**

### **8-Effet cyclique: chargement, déchargement**

La plastification cyclique à la pointe de la fissure due au chargement et rechargement joue un rôle important en fatigue notamment en raison du fait qu'elle induit le phénomène de

Fermeture de fissure. Une première solution de ce problème a été proposée par Rice qui utilisait une méthode de superposition.



**Figure 10. Mécanisme de la plastification cyclique en fond de fissure de fatigue selon Rice [7].**

La figure 10 montre schématiquement comment se forment les zones plastifiées à la pointe d'une fissure de fatigue lors d'un chargement de traction cyclique. Lors du chargement, on a plastification quand la limite d'élasticité est atteinte localement et lors du déchargement, l'amplitude de la contrainte localisée dans la zone plastique pour retrouver la plastification est alors égale au double de la limite d'élasticité. En considérant que l'amplitude du chargement  $\Delta K = K_{max} - K_{min}$  [voir figure (8)], l'équation peut s'écrire sous la forme :



## Chapitre I Généralités Sur La Mécanique De La Rupture Et Fissuration

---

$$\Delta\sigma_{ij} = 2R_e \cdot F_{ij} \left( r/a, \theta, \frac{\Delta\sigma_g}{2R_e} \right)$$

(i, j= x, y)

$$\Delta\varepsilon_{ij} = 2\varepsilon_y \cdot G_{ij} \left( r/a, \theta, \frac{\Delta\sigma_g}{2R_e} \right)$$

Lors que le rapport de contraintes R vaut zéro, c'est-à-dire lors que  $\Delta K=K_{I_{\max}}$ , nous avons, quelque soit le matériau, la relation suivante:

$$r_c = 1/4 \cdot r_y$$

# **Chapitre II :**

**GENERALITES SUR LES**

**MATERIEUX COMPOSITES**

## INTRODUCTION

Le matériau composite est défini comme une combinaison d'au moins deux ingrédients non miscibles, mais forte adaptabilité. Caractéristiques respectives les ingrédients associés se complètent pour former des matériaux aux propriétés mécaniques, Amélioration des propriétés thermiques, électriques et / ou physiques et chimiques améliorées. Les matériaux composites avec une ou plusieurs de ces propriétés spéciales répondent généralement exigences spécifiées. Par conséquent, des matériaux hétérogènes peuvent être créés, tels que Réduire la qualité des pièces tout en améliorant leurs propriétés mécaniques, grâce à combinaison de renfort fibreux et de résine organique. L'adaptabilité du matériau dans les aspects suivants devenir un atout incontesté, ce qui explique son utilisation croissante, notamment dans l'industrie du transport (aéronautique, maritime et ferroviaire), des sports et loisirs et plus récemment dans l'industrie du bâtiment.

Le matériau composite est constitué d'un renfort, qui contribue aux propriétés mécaniques de la pièce, et d'un liant, appelé matrice. Le rôle de la matrice est d'assurer la cohésion entre les éléments du renfort, mais aussi de transférer les flux d'efforts entre les plis, de garantir la tenue à l'environnement (corrosion, vieillissement humide) et la tenue entempérature. De nos jours, de nombreux matériaux composites peuvent être classés Selon différentes normes. La nature de la matrice est un de ces critères qui permet de répartirles composites en trois grandes familles [8]:

- Les Composites à Matrices Organiques (CMO), telles que les polymères organiques (résine thermodurcissable ou thermoplastique) ;
- les Composites à Matrices Céramiques (CMC) réservés aux applications à haute température ;
- les Composites à Matrice Métallique (CMM).
- les Composites à Matrice Minérale.

Ces matériaux peuvent également être classés selon les propriétés du matériau de renfort, comme décrit ci-après, ou selon le but recherché par leur utilisation. Si l'optimisation des coûts est le principal objectif, nous discuterons des matériaux composites «grande diffusion». D'autre part, pour afin d'optimiser les performances

mécaniques ou thermiques et de réduire le poids, nous Les matériaux composites «hautes performances» seront abordés.

La matrice métallique (aluminium, titane, etc.) et la céramique sont toujours utilisées. Limites: utilisées pour des températures de fonctionnement bien supérieures à 300 ° C [9]. elles sont Réservé à des applications spécifiques (aéronautique, balistique), pièces thermomécaniques ...)[10].

### **1-Définition**

Les matériaux composites peuvent généralement être définis comme Deux matériaux ou plus, les performances du composant final sont meilleures que cette propriété Chaque matériau constitutif. Nous l'appelons maintenant généralement le "matériaux

composites". La composite des fibres enfonce le matériau de renfort dans la matrice, La résistance mécanique est beaucoup plus faible. La matrice assure la cohésion et la direction La fibre peut également transmettre le stress à chambre. Le matériau ainsi obtenu est très hétérogène et anisotrope.

Les matériaux composites à matrice organique sont considérés comme les plus Il a été utilisé dans la formulation de matériaux composites il y a seulement environ 30 ans, Comme la curiosité du laboratoire.

Ils ont atteint maintenant le stade industriel ou ils concurrencent l'aluminium et ses alliages, voire l'acier dans certains cas.

Le gain de poids réalisé a été une des principales raisons du développement de ce type dematériau, en permettant, par exemple :

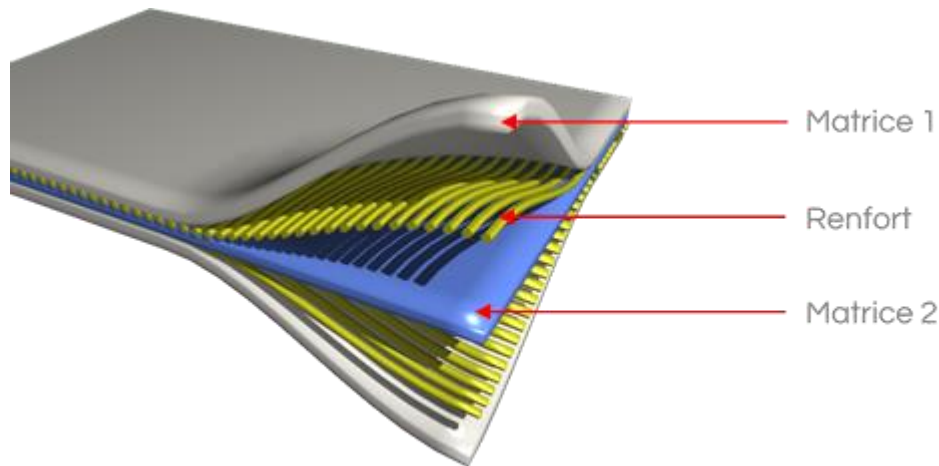
- une consommation moindre de carburant (aviation, automobile)
- une vitesse supérieure ou une portée plus longue (missiles stratégiques, sports de compétition).
- une charge utile plus élevée (transport, applications spatiales).

### **2-Composition des matériaux composites**

Les matériaux composites sont assemblés à partir d'au moins deux matériaux qui ont des propriétés différentes, sont incompatibles entre eux et se complètent, de sorte qu'il est possible d'obtenir des matériaux avec des performances globales améliorées (Figure 11).

Les matériaux composites les plus couramment utilisés pour concevoir des structures froides dans le domaine aéronautique sont composés de matrice organique et de fibres, qui constituent la catégorie CMO (matériau composite à matrice organique).

Les fibres (généralement du carbone dans l'aérospatiale et parfois du verre) fournissent l'essentiel de la rigidité et de la résistance du matériau final dans sa direction.



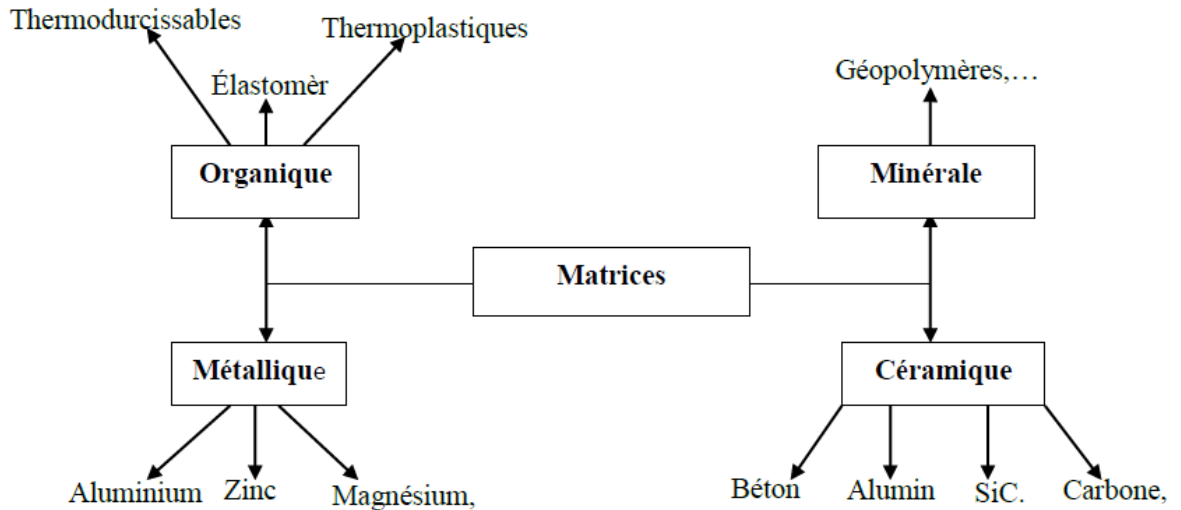
**Figure 11: composition d'un matériau composite. [8]**

### 3-Les Matrices :

Le rôle de la matrice est de lier les renforts sous forme compacte et de donner la forme finale à la pièce. De plus elle permet de transférer les charges entre les fibres et de les protéger contre l'environnement. Les performances générales du composite sont très liées à la nature de la matrice, notamment pour la tenue à long terme.

Comme le montre la figure 12, il existe différents types de matrices qui combinent des matrices organiques, minérales, céramiques et métalliques. La sélection de la matrice pour une application donnée est basée sur différentes propriétés :

- les propriétés d'adhésion et de compatibilité avec les renforts.
- Comportement mécanique.
- l'absorption d'eau.



**Figure 12: Différentes matrices des matériaux composites. [8]**

Les composites à matrice métallique sont moins répandus que les composites à matrice organique mais présentent des applications intéressantes dans le domaine de l'aéronautique [11]. Les matrices céramiques sont notamment utilisées pour des applications à haute température alors que les géo polymères [12] sont des polymères à base silice et alumine, plus résistant aux attaques chimiques que les polymères organiques. Dans notre cas nous ne nous attarderons que sur les matrices organiques qui peuvent être divisées en plusieurs catégories.

Les principaux, utilisés sous forme renforcée et dont les caractéristiques et les utilisations seront étudiées ultérieurement, peuvent être regroupé dans les catégories suivantes [13].

### **3-1-Les matrices thermoplastiques :**

Sont des polymères à chaînes linéaires ou ramifiées, c'est-à-dire monodirectionnelles ou bidirectionnelles. Elles sont en général fusibles et solubles.

### **3-2-Les matrices élastomères :**

Sont des polymères naturels ou synthétiques dont la structure particulière présente une élasticité remarquable (par rapport à la taille initiale, le taux d'allongement est aussi élevé que 500%).

Par exemple, on peut citer les élastomères suivants: silicone élastique, polyuréthane, néoprène, latex, etc.

### 3-3-Les matrices thermodurcissables :

Sont les produits les plus utilisés comme matrice pour les matériaux composites «structurels». Généralement liés aux fibres longues, ce sont des liquides ou des liquides visqueux, réticulés sous l'activation thermique de catalyseurs et de durcisseurs. La conversion est irréversible et forme des produits insolubles et insolubles.

Actuellement, les résines thermodurcissables principalement utilisées sont les suivantes:

- Les résines époxydes qui possèdent de bonnes caractéristiques mécaniques. Les résines de classe 180°C, réticulant à 180°C, sont souvent utilisées avec un renfort en fibres de carbone pour la réalisation de pièces structurales aéronautiques.

- Les résines phénoliques utilisées dans les applications nécessitant des propriétés de tenue au feu imposées par les normes dans les transports civils. Ces polymères auto extinguibles présentent le désavantage d'être peu résistant aux sollicitations mécaniques.

- Les résines poly imides sont elles aussi très onéreuses, mais présentent d'excellentes propriétés mécaniques notamment à haute température.

Malgré leur bonne résistance mécanique, ces résines sont très sensibles aux vibrations. Afin de pallier cet inconvénient, leur ténacité peut être améliorée en les mélangeant avec des résines thermoplastiques avant polymérisation.

### 4-Les Renforts:

Le renfort est le squelette qui supporte la force mécanique. Les matériaux de renfort en matériaux composites ont essentiellement pour but d'améliorer leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la traction, etc.) et d'améliorer les propriétés physiques, comme la résistance à la chaleur.

On distingue trois principales classes de fibres :

Les fibres à hautes résistances (HR) Les fibres à haut module (HM)

Les fibres à très haut module (THM).

Les fibres des renforcements des matériaux composites modernes ont deux origines [14].

### 4-1-Fibres D'origine Minérale :

Ce type de fibres est artificiellement fabriqué à partir de minéraux (fibres synthétiques artificielles) et peut être divisé en quatre types:

#### 4-1-1-Fibres De Verre :

C'est actuellement le matériau de renforcement le plus utilisé dans la production de matériaux composites. Le verre textile est principalement composé de silice associée à divers oxydes (alumine, métaux alcalins, métaux alcalino-terreux), et est fabriqué par fusion directe du mélange de matières premières à travers une filière en platine.



Figure 13 : Exemple de fibre de verre.[14]

#### 4-1-2-Fibres de carbone :

Ces fibres sont généralement obtenues par pyrolyse d'un précurseur organique sous atmosphère contrôlée. Le plus utilisé de ces précurseurs est le PolyAcryloNitrile (PAN). Celui-ci est oxydé entre 200 et 300°C sous air ambiant puis carbonisé sous azote entre 800 et 1500°C.



Figure 14 : Exemple de fibre de carbone. [14]



### 4-1-3-Fibres céramique :

Ce sont des fibres de type carbure, borure et nitrure. Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication. Elles sont utilisées dans des applications très spécifiques travaillant à haute température et sous atmosphère oxydante (spatial et nucléaire).



Figure 15: Exemple de fibre de céramique. [14]

### 4-1-4Fibres de bore :

Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène.

### 4-2-Fibres d'origine organique :

#### 4-2-1-Fibres aramides :

Les plus connues sont les fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". Le comportement des fibres aramides est semblable à celui des métaux car sous faible charge elles sont élastiques et deviennent plastiques quand elles sont soumises à de fortes contraintes. Elles constituent un bon compromis entre les fibres de carbone et celles à base de verre. Les fibres aramides ont une bonne tenue au feu. Par contre, lors de leur renforcement des composites, on observe une faible résistance à la compression et à la flexion, du fait d'une mauvaise adhérence avec les résines. C'est pourquoi de nouvelles fibres hybrides, en l'occurrence des fibres verre-kevlar et carbone kevlar [15,16] sont élaborées pour améliorer leur adhérence. Les fibres aramides sont exploitées industriellement en vertu de leur résistance au choc et de leur légèreté. Elles entrent dans la composition des produits de protection (blindages, gilets pare-balle, casques, gants, etc.) mais aussi des articles de sport (raquettes de tennis, les pièces de skis), et dans nombreux autres produits de l'industrie aéronautique [17]. Le renfort constitue la

structure supportant la majorité des efforts mécaniques. Ils peuvent être classés selon leur composition, leur forme, leur disposition. Les fibres peuvent tissées ou bien placées de manière aléatoire (mat) tel que montre la figure 16.

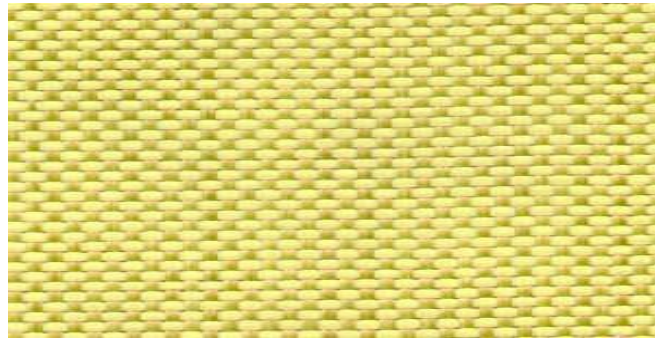


Figure 16: Exemple de fibre d'aramide. [17]

### 5- Les matériaux composites structuraux:

La rigidité d'un composite est conditionnée par le nombre et l'empilement des couches, leur nature et leur séquence d'empilement [18]. Ils sont généralement sous forme de :

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

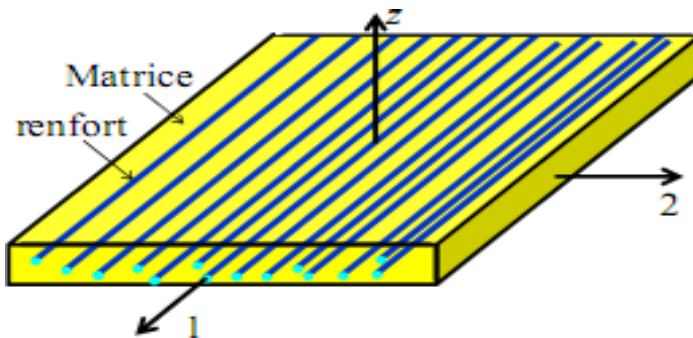


Figure 17: représentation schématique d'un pli [18].

### 6- Composite Stratifié :

Les stratifiés sont constitués d'un empilement de deux ou plusieurs couches stockées l'une après l'autre et apparaissent comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres de petite section imprégnées de résine, et est représentée par son orientation, qui est l'angle entre la direction de la fibre et la direction de référence (généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à  $0^\circ$ ). L'ordre

d'empilement du stratifié fait référence au nombre et à la direction des couches continues lorsqu'elles se déplacent d'un côté à l'autre. Par conséquent, si l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire que toutes les fibres sont alignées dans une direction, le stratifié est considéré comme unidirectionnel. Par contre, un stratifié est multidirectionnel si les couches successives, sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que  $0^\circ$  tel, les multidirectionnels  $[0/ +45/ -45/ 90/ 90/ +45/ -45/ 0]$ . Le choix de l'empilement, et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques.

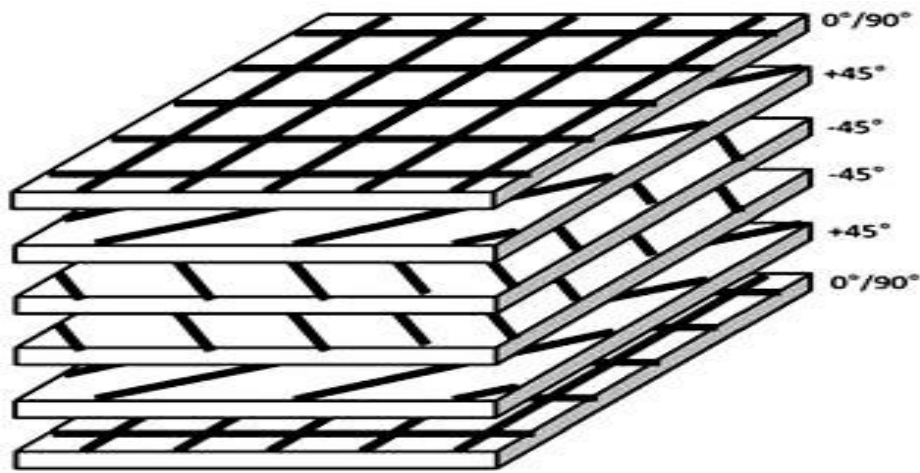


Figure 18: Exemples de différents types d'orientations des fibres. [18]

### 7-Composite Sandwich :

Les structures sandwich sont généralement composées de trois propriétés différentes mais complémentaires : les peaux de haute rigidité et de faible épaisseur, l'âme de haute épaisseur et de faible résistance et l'adhésif.

La figure 19 présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich.

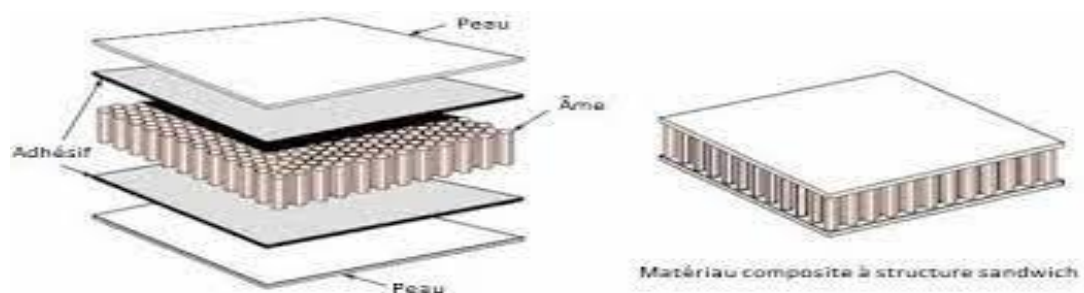


Figure 19: Représentation schématique des différents constituants structure sandwich. [18]

Les matériaux composites sont généralement obtenus par moulage. Les fibres sont imprégnées de résine et placées dans le moule. En appliquant une certaine pression à l'ensemble pour effectuer l'étape de compactage, toutes les bulles d'air existantes peuvent être éliminées. A l'aide d'un durcisseur et même un accélérateur l'ensemble durcisse dans un four sous une certaine température .

### **8-Avantages Des Composites :**

Les matériaux composites présentent les deux principaux avantages, résistance et rigidité, en particulier par rapport aux autres matériaux par le poids. On peut fabriquer des matériaux composites avec la même résistance et la même rigidité que l'acier, mais avec une réduction de poids de 70%.

Le remplacement des matériaux classiques par des matériaux composites est motivé par un autre facteur qui est le gain de poids, ce gain de poids dans les structures aérospatiales est traduit par un gain dans le carburant. Récemment, l'effet de l'aérodynamique et du poids, réduit par les matériaux composites sur le gain du combustible est évalué. Il s'est avéré que les deux facteurs sont de la même importance.

### **9-Applications Des Matériaux Composites :**

Les matériaux composites présentent des avantages évidents par rapport aux matériaux traditionnels. Ils présentent de nombreux avantages fonctionnels: légèreté, résistance à la corrosion mécanique et chimique, entretien réduit et liberté de forme. En raison de leurs propriétés mécaniques et chimiques, ils peuvent prolonger la durée de vie de certains équipements. En raison de leur meilleure résistance aux chocs et au feu, ils contribuent à améliorer la sécurité.

#### **9-1-Industrie Aérospatiale :**

En aéronautique, la technique de la réparation des fissures par patch composite est devenue une solution pratique, fiable et bénéfique. Parmi les compagnies qui ont adapté cette méthode nous avons « RAAF » (La compagnie aérienne Australienne). Le Tableau 2.1 est un résumé des principaux travaux de réparation par patch effectué par celle-ci (Mathias, 2005).

Tableau 2: Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF

Avion	Type de dommages	Commentaire
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
Nomad	Corrosion	Plus de 105000 heures de vols simulées
F 111	Corrosion	En service depuis 1980

### 9-2-Industrie Des Transports Terrestres Et Maritime :

L'intégration des matériaux composites dans l'industrie de l'automobile et des transports terrestres a pu réduire substantiellement la consommation de carburant au moyen de l'économie du poids obtenu. Les applications sont très nombreuses dans les domaines des transports. Même ferroviaires avec la fabrication de nombreux éléments de carrosserie et des boucliers amortisseurs de choc placés à l'avant des motrices des T.G.V et qui présentent des performances supérieures en matière d'absorption d'énergie [19].

# *Chapitre III*

## Réparation Par Patch Des Composants Fissures

**partie A : METHODES DE REPARATION DES COMPOSANTS  
FISSURES PAR FATIGUE**

## Introduction

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

## 1-Méthodes de réparation des structures fissurées par fatigue

### 1-1-Méthode du perçage d'un trou

Le perçage d'un trou à l'extrémité d'une fissure permet un arrêt temporaire ou permanent de la propagation de la fissure. Cette méthode est basée sur la modification géométrique du fond de fissure. Elle est effectuée dans le but d'augmenter le rayon en fond de fissure ce qui entraîne une réduction du facteur local de concentration de contrainte  $K_t$  [20]. Dans le domaine élastique, les contraintes et les déformations locales peuvent être obtenues à partir du facteur de concentration de contraintes  $K_t$  défini par :

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_N} = \frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_N}$$

$\sigma_{\max}$  et  $\varepsilon_{\max}$  sont les contraintes et les déformations locales.

$\sigma_N$  et  $\varepsilon_N$  sont les contraintes et les déformations nominales.

Les concentrations de contraintes dues aux discontinuités géométriques réduisent les résistances statiques et cycliques des structures. La figure 20 montre la

présence des zones de concentration de contraintes dans des pièces entaillées. Si on considère une pièce non entaillée soumise à des efforts de traction, pour un chargement uniforme, les lignes de chargement sont parallèles et uniformément espacées les unes des autres (figure 20.a). Dans le cas d'une pièce entaillée, les lignes de chargement doivent contourner le défaut. Au fond de l'entaille, les lignes sont plus rapprochées dans une surface moindre (figure 20.b), ceci conduit à une augmentation de la contrainte dans cette zone : c'est le phénomène de concentration des contraintes locales.

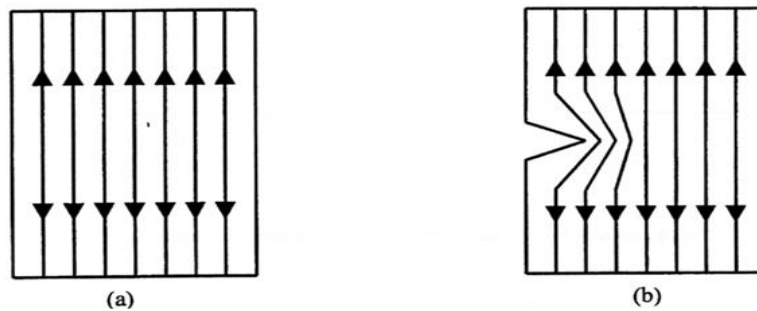


Figure 20 :Schéma des lignes de chargement.[20]

Depuis plusieurs décennies, le perçage en fond de fissure de fatigue est utilisé comme méthode de réparation dans le domaine de l'aérospatiale (figure 21). Le perçage à l'extrémité de la fissure augmente le rayon au front de fissure ce qui a pour conséquence la réduction de la contrainte maximale (singularité). Cette opération stoppe la fissure pendant un certain nombre de cycles. Le nombre de cycles de réamorçage  $N_a$  est le nombre de cycles gagnés sur la durée de vie par rapport à une structure non réparée.

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

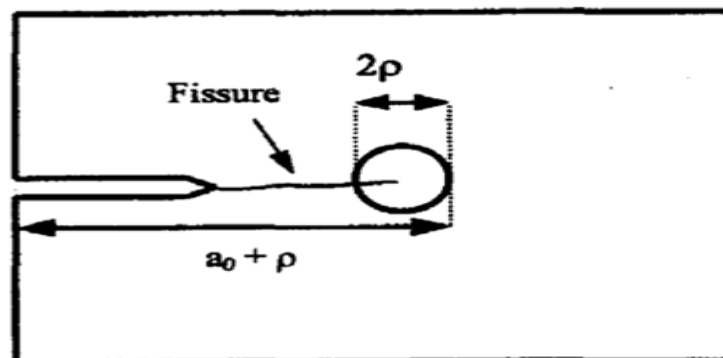


Figure 21:Schéma du perçage au fond de la fissure. [20]



$a_0$  : longueur initiale de la fissure de fatigue

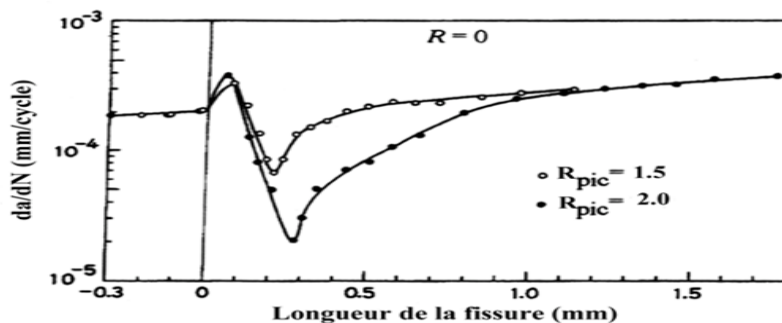
$a_0 + \rho$  : longueur de la fissure après perçage

### 1-2-Méthode de la surcharge

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

Après l'application d'une surcharge, une zone plastifiée est créée en fond de fissure. Cette zone génère des contraintes résiduelles de compression qui expliquent le retard occasionné après un cycle de surcharge [21,22]. Elber [23] explique le retard par la fermeture de fissure induite par plasticité qui est une conséquence des contraintes résiduelles de compression. Suresh [24] montre que la déviation de la direction de propagation (ou bifurcation) de la fissure est un mécanisme secondaire du retard suite à une surcharge. Le retard pourrait aussi être expliqué par une combinaison de ces deux mécanismes (fermeture et déviation).

Plusieurs travaux [25,26] montrent que la vitesse minimale  $(da/dN)_{\min}$  atteinte après surcharge est sensible à la valeur du rapport de surcharge  $R_{\text{pic}}$  (figure 2.8). Plus l'amplitude de la surcharge est élevée, plus la vitesse minimale  $(da/dN)_{\min}$  est faible. Le blocage complet de la propagation peut avoir lieu à partir d'une certaine valeur limite de  $R_{\text{pic}}$ .



**Figure 22.: Effet du rapport de surcharge  $R_{\text{pic}}$  sur la vitesse de propagation de la fissure avec un rapport de charge  $R = 0$ , selon Tsukuda [25]**

En général, la vitesse atteinte juste après l'application de la surcharge peut être

caractérisée par un coefficient des évérité  $S_r$  qui est exprimé par:

$$S_r = \frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{\min}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{base}}$$

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

Les travaux de Imad [27], dans le cas d'un acier de construction E36 d'épaisseur 12mm, mettent en évidence l'influence du rapport de surcharge  $R_{pic}$  ( $R_{pic} = \frac{K_{pic}}{K_{max}}$ ) sur le nombre de cycles de retard  $N_d$ . La figure 23 regroupe les différents résultats de Louah[26] (acier E36 d'épaisseur 15 mm) et Imad [27] et montre que le nombre de cycles affectés par le retard  $N_d$  augmente avec le rapport de surcharge  $R_{pic}$  selon une fonction puissance.

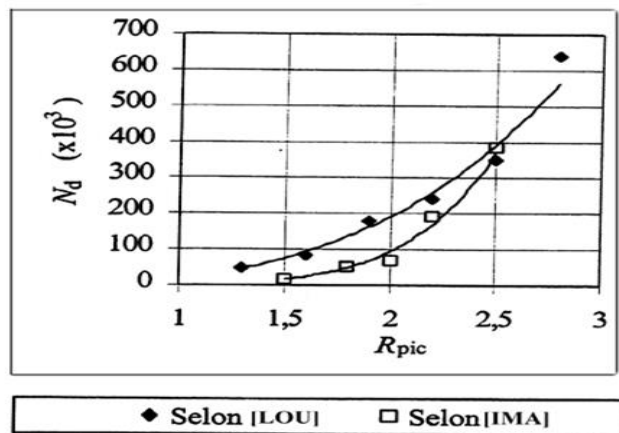


Figure 23: Evolution du nombre de cycles affectés par le retard  $N_d$  en fonction du rapport de surcharge  $R_{pic}$ . [25]

### 1-3-L'empreinte de billes

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

Rijk et autres [28] 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 80mm.

**Tableau 3 : Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation de la fissure de  $a_0 = 10$  à  $a_f = 80$  mm [28].**

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

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> (63.7N/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>).

Goto et autres [29] ont étudié l’influence de la charge de pression de la bille au fond de la fissure sur la durée de vie en fatigue  $N_r$  ( $N_r$  est le nombre de cycles à la rupture) dans le cas du zinc (JISG3313). Les essais ont été réalisés sur des éprouvettes pré-fissurées ( $a_0 = 10$  mm) et d’épaisseur 0.8 mm. L’étude est effectuée sur différentes tailles d’empreintes ( $d = 1.1, 2.1$  et  $2.9$  mm) obtenues avec différentes charges ( $P = 2.0, 2.9$  et  $5.9$  kN).

La figure 2.10, présentant les courbes d’endurance, montre que la résistance à la fatigue augmente avec la charge de pression. Pour la charge  $P = 5.9$  kN, la durée de vie en fatigue augmente d’un facteur de 60 par rapport à une fissure sans empreinte (pour  $\sigma_a = 180$  MPa).

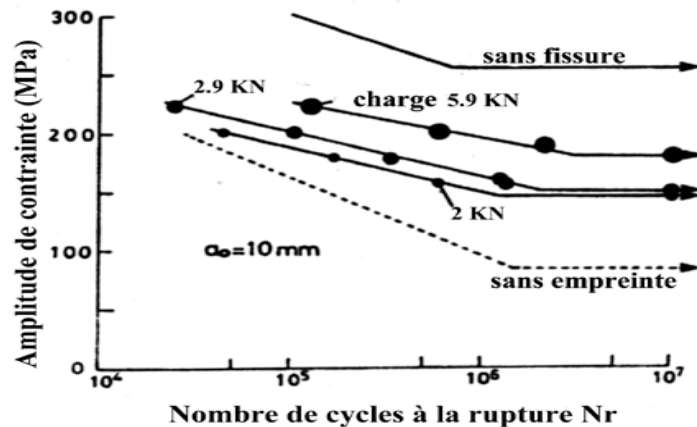


Figure 24: Courbes S-N d'éprouvettes préfissurées avec ou sans empreintes pour différentes charges,  $a_0 = 10 \text{ mm}$  [29]

#### 1-4-Technique du meulage

Cette technique de réparation est basée sur le principe d'élimination des fissures par enlèvement de matière (figure 25). Elle permet ainsi d'éliminer la singularité créée par le front de la fissure. C'est une technique simple qui nécessite un matériel moins encombrant et moins coûteux (une meule). Le meulage peut engendrer de bons résultats en termes de durée de vie bénéfique moyennant quelques précautions élémentaires au niveau de sa mise en œuvre. Cependant, cette technique peut fragiliser la structure du fait de la diminution localisée de la section. Ce qui nécessite une vérification par les calculs de la tenue mécanique de telles structures après réparation.

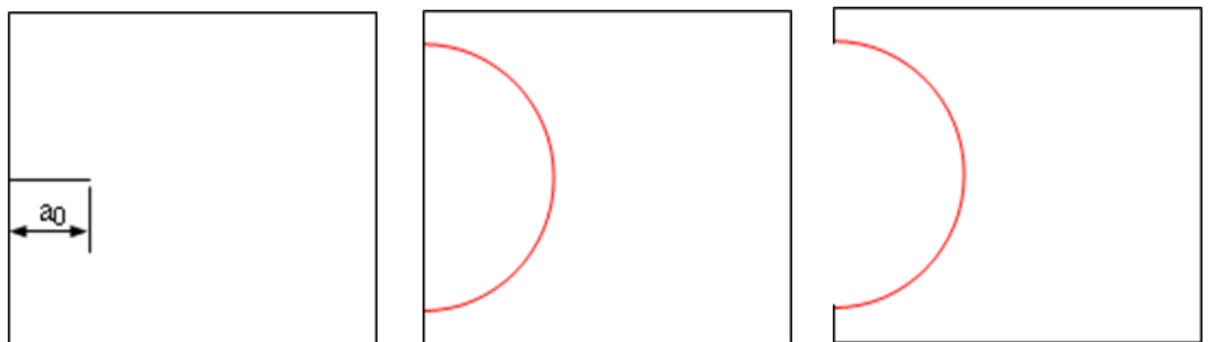


Figure 25 : Schéma de principe du meulage. [30]

Elle est souvent recommandée dans le cas des réparations des fissures dans des structures épaisses (appareils à pression, rails,...) [30,31, 32,33]. 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.

### 1-5-Technique de collage du patch en composite

Le concept d'utilisation des matériaux composites collés en tant que moyen à maintenir le vieillissement des structures aéronautiques a été institué en Australie il y a approximativement trente ans. Depuis ce temps, il a été appliqué avec succès dans de nombreuses situations exigeant de réparations. Ces applications n'ont pas été limitées en Australie. Le Canada, le Royaume-Uni, les Etats-Unis, et la France ont également bénéficié de l'utilisation de cette technologie[34].

Plusieurs études numériques ont été effectuées sur des structures réparées afin d'analyser l'influence du patch composite sur la propagation de la fissure. Ces patchs viennent se coller sur la zone endommagée afin de ponter des fissures existantes. De nombreux travaux ont été menés sur ce sujet [35, 36,37]. La figure 26 représente le modèle géométrique de la plaque fissurée réparée par patch en composite.

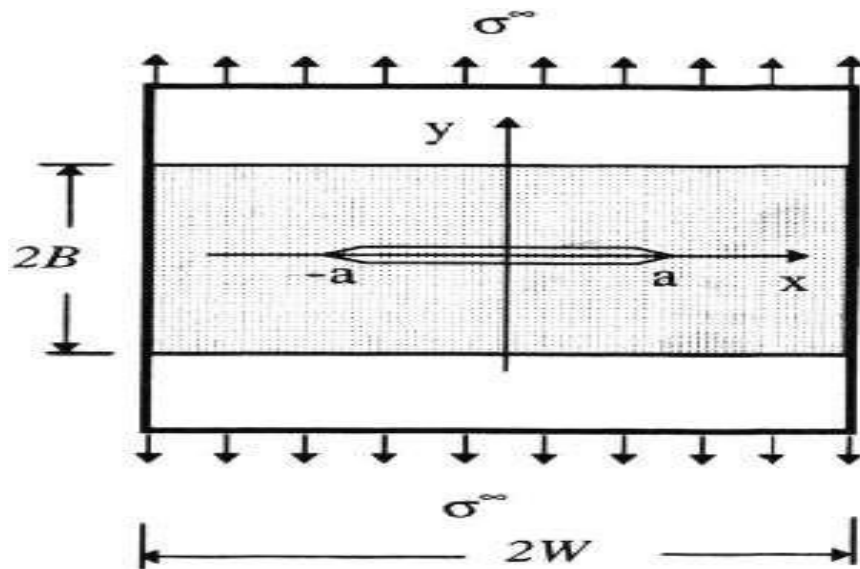
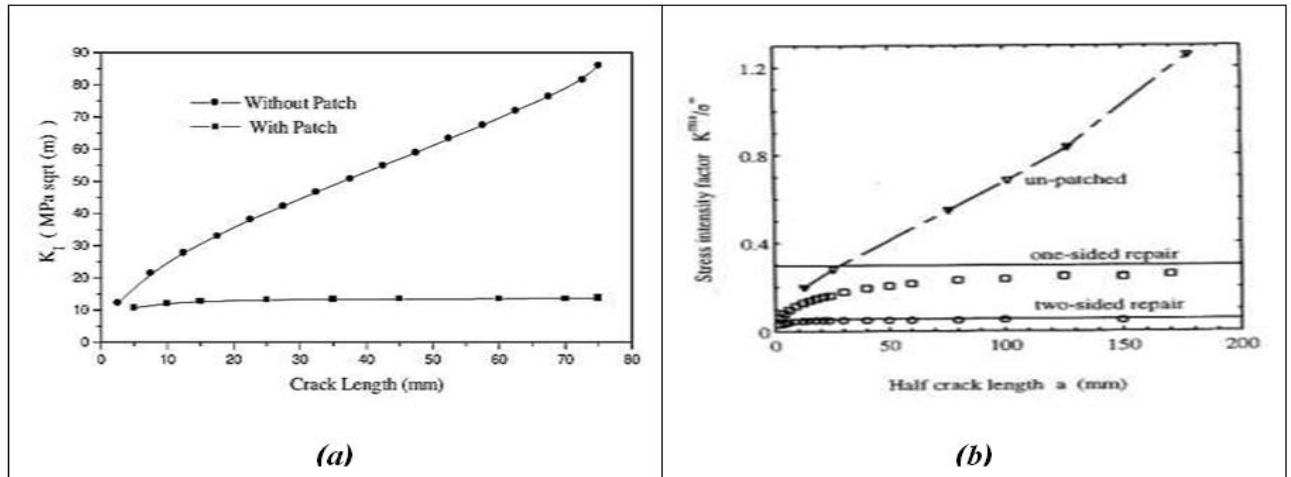


Figure 26: Géométrie du modèle étudié [35].



**Figure 27: Variation de FIC en fonction de la longueur des fissures a) variation de FIC entre une structure fissurée réparée et non réparée [37] b) variation de FIC entre une structure fissurée réparée d'un seul, de deux cotés et non réparée [35].**

On observe que la réparation par patch diminue fortement le facteur d'intensité de contrainte. C'est parce que le patch composite supporte les charges qui favorisent la propagation de la fissure [37] et rigidifient la structure, ce qui prolonge ainsi sa durée de vie. Le FIC pour la réparation d'un côté dépasse de manière significative la valeur de la réparation correspondante à deux côtés, ce qui indique que la flexion secondaire induite par l'excentricité du patch de charge a un effet considérablement néfaste sur l'efficacité des renforts liés. Cependant, les résultats présentés dans la figure 27. B montrent également que dans les deux cas, le FIC n'augmente pas indéfiniment, mais augmente monotonement vers une valeur asymptotique [35]. Cela signifie que les matériaux de patches sont plus souhaitables pour la réparation.

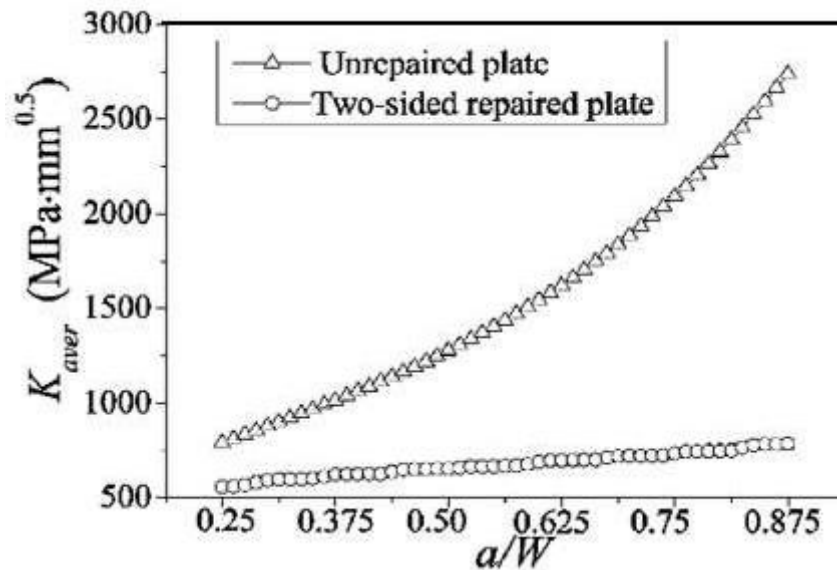


Figure 28:représente la variation du facteur d'intensité de contrainte moyen en fonction de du rapport de longueur de fissure par la largeur de la plaque réparée de deux côtés et non réparée. [38]

Les résultats numériques présentés par la figure ont montré que le *FIC* augmente significatif avec l'augmentation de la longueur de fissure. Le *FIC* dans les plaques réparées à deux côtés est considérablement réduit par les patches [38].

Autres chercheurs ont étudié l'influence du patch collé sur la durée de vie de la structure réparé [38, 39,40]. La figure 29 illustre la durée de vie de la fatigue (longueur de fissure par rapport au nombre de cycles) pour des plaques non réparées et réparées avec un patch composite.

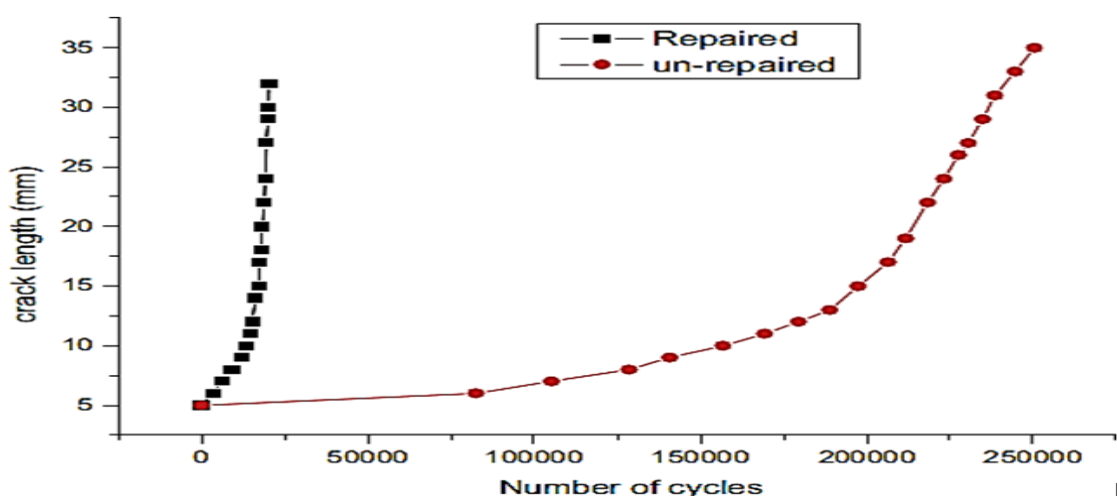


Figure 29:Durée de vie d'une plaque fissurée réparée et non réparée [39].

On peut noter à partir de cette figure que la durée de vie est fortement améliorée par la présence du patch composite. En effet, le nombre de cycles à la rupture est augmenté dix fois avec la présence du patch composite et onze fois avec un patch composite vieilli. Cela signifie que la réparation par patch composite peut améliorer considérablement la durée de vie de fatigue globale des structures d'aéronefs [39].

### 1-6-Méthode d'infiltration

Le principe de cette méthode est d'infiltrer au fond de la fissure une résine afin de provoquer artificiellement la fermeture de la fissure. Ainsi, l'amplitude du chargement, conduisant à l'ouverture et à la propagation de la fissure, est restreinte. Comme la vitesse de propagation qui dépend essentiellement de ce chargement est ralentie par ce procédé. Songetautres [41,42] ont montré que l'infiltration de la résine époxy était capable d'arrêter la propagation d'une fissure à de faibles niveaux du facteur d'intensité de contrainte. La nature du matériau pour l'infiltration et la taille des particules de ces matériaux ont un effet améliorant sur la durée de vie. Le niveau de fermeture de la fissure est quantifié par la fonction U:

$$U = \frac{K_{\max} - K_{op}}{K_{\max} - K_{\min}} = \frac{\Delta K_{eff}}{\Delta K}$$

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

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

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



# **PARTIE B : ETAT DE L'ART**

## INTRODUCTION

La technique de réparation par patch composite d'une structure métallique fissurée, a été largement utilisée pour réduire le facteur d'intensité de contrainte au point de la fissure et de prolonger la durée de vie. Cette méthode de réparation s'impose à présent comme une solution très avantageuse par rapport aux méthodes de réparations traditionnelles cités ci-dessus. Ce chapitre a pour but de présenter un état de l'art des travaux menés dans ce domaine de réparation des structures endommagées. Dans un premier temps, on présente quelques applications des patches dans le secteur

aéronautique. En suite des recherches étudient l'effet des différents paramètres géométriques et mécanique sur la qualité de réparation par patch en composite.

### 1-Application Du Patch En Aéronautique

En Australie, l'utilisation des patches composites est devenue une opération classique de le but de réparer des zones endommagées par fatigue et/ou corrosion. Les figures 2.1, 2.2 et 2.3 montrent des exemples de réparation des fissures par patch composite.

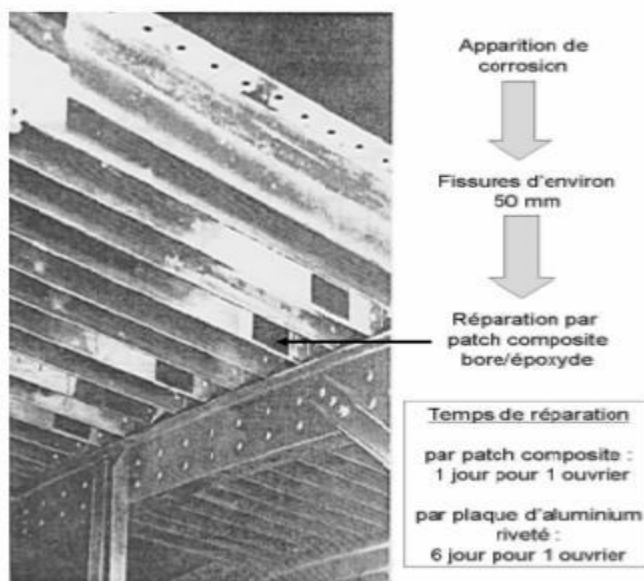


Figure 30: Réparation sur un avion Hercules d'après (Baker& Jones, 1988)

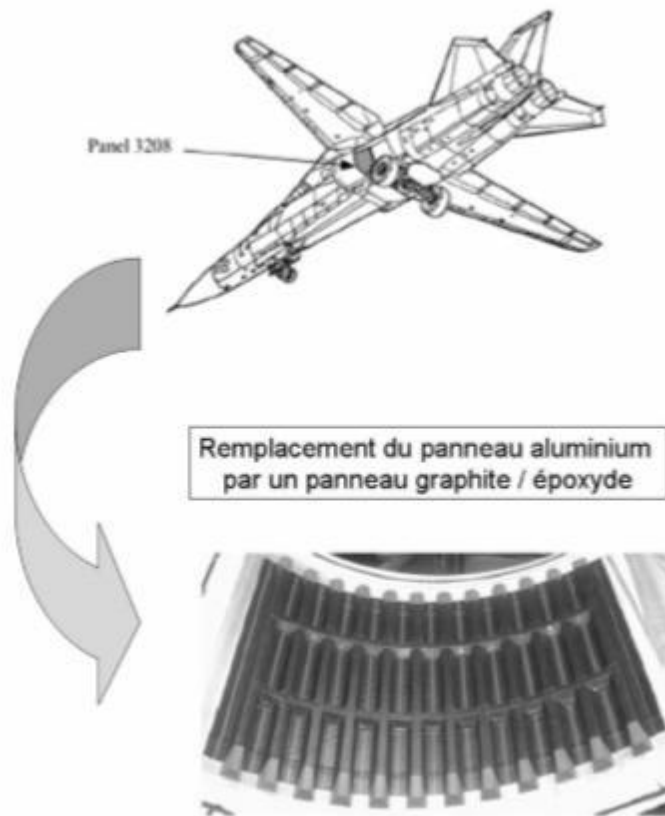


Figure 31: Exemple de réparation sur un avion F111 (Baker & Jones, 1988)

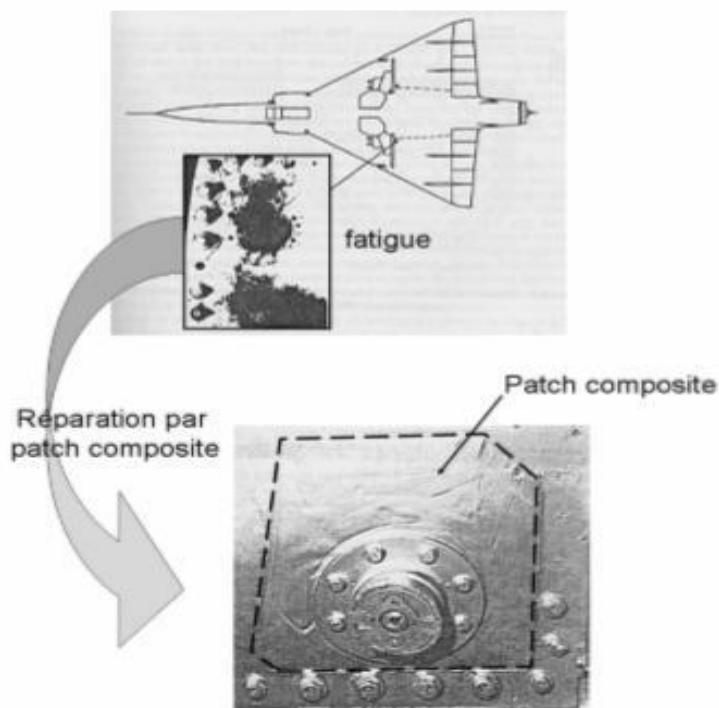
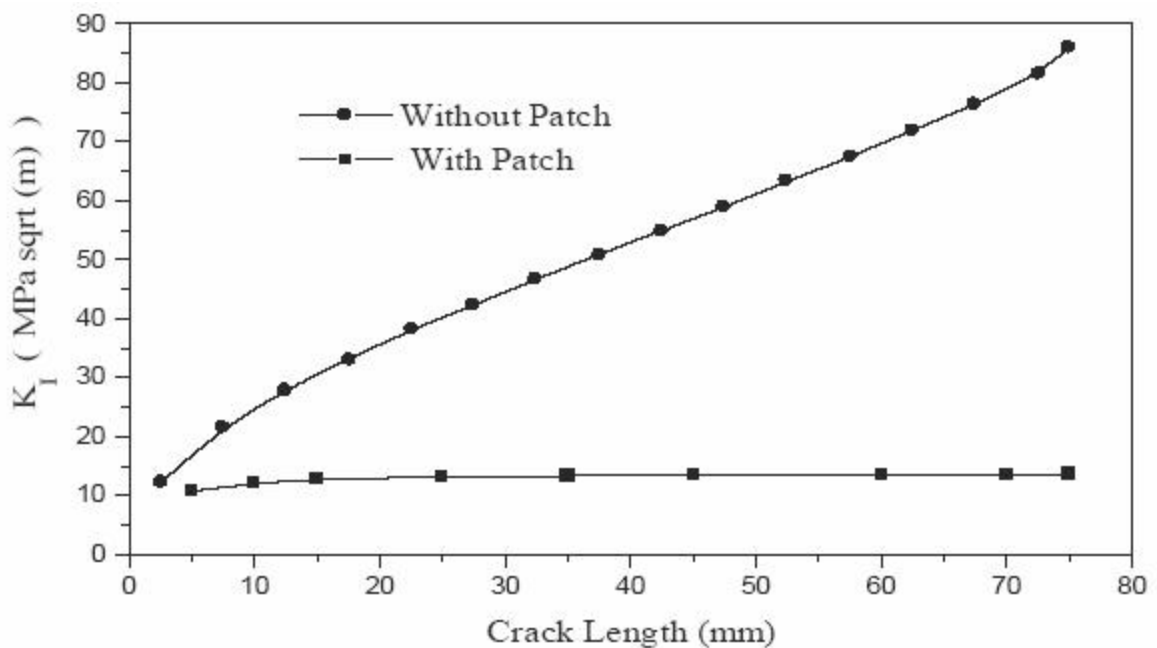


Figure 32: Exemple de réparation sur un avion Mirage (Baker & Jones, 1988)

## 2-Effets de la réparation par patch

L'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch a été étudiée par plusieurs chercheurs (Bachir Bouiadjra et al, 2002 ; Fabrizio Ricci et al. 2011). On remarque une réduction importante du facteur KI des plaques renforcées par patch. La réparation par patch d'une plaque SENT en Graphite/Epoxy (Bachir Bouiadjra et al, 2002) a montré que le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte par rapport au facteur d'intensité de contrainte de la plaque non réparée (figure 2.4). Cette diminution réduction est due aux transferts de charges au patch composite. Le taux de diminution évalué à 80% supérieur à autres valeurs données par d'autres chercheurs. L'étude menée par Ricci et al. (Fabrizio Ricci et al. 2011) sur l'effet de réparation par patch composite (Carbon/Epoxy) a montré aussi une réduction significative du facteur d'intensité de contrainte figure 33 comparativement par rapport au cas de la structure non réparée (Eprouvette M(T)). Le taux de réduction est évalué à 33%.



**Figure 33: Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage. [40]**

d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy (Bachir Bouiadjra et al, 2002)

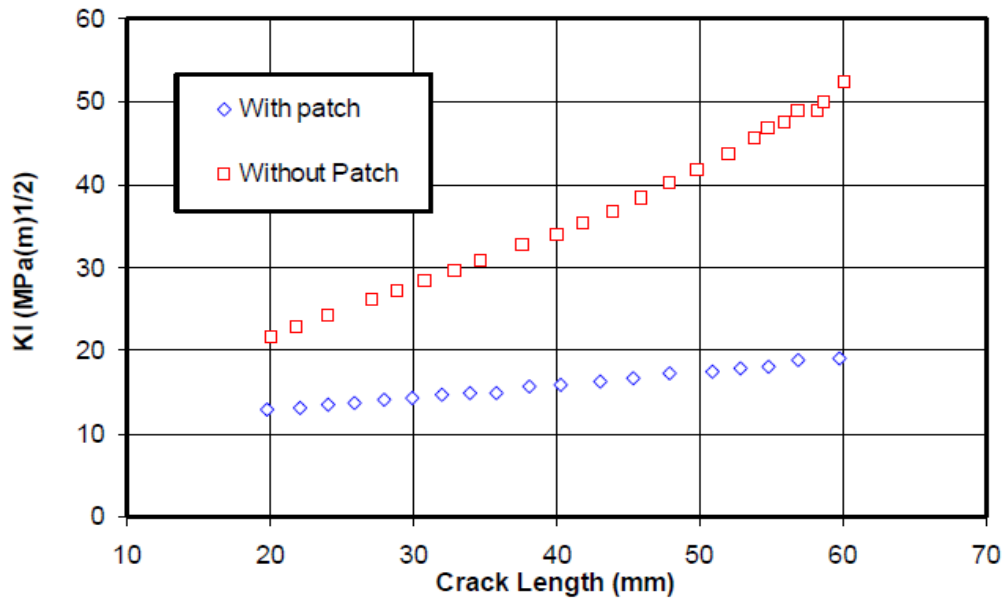


Figure 34: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque. [41]

aluminium fissurée avec et sans réparation par patch (Fabrizio Ricci et al. 2011)

En plus de la technique de réparation par simple patch, il existe la réparation par double patch Figure 35 (Bezzerrouki et al. 2008, Benachour et al. 2014).

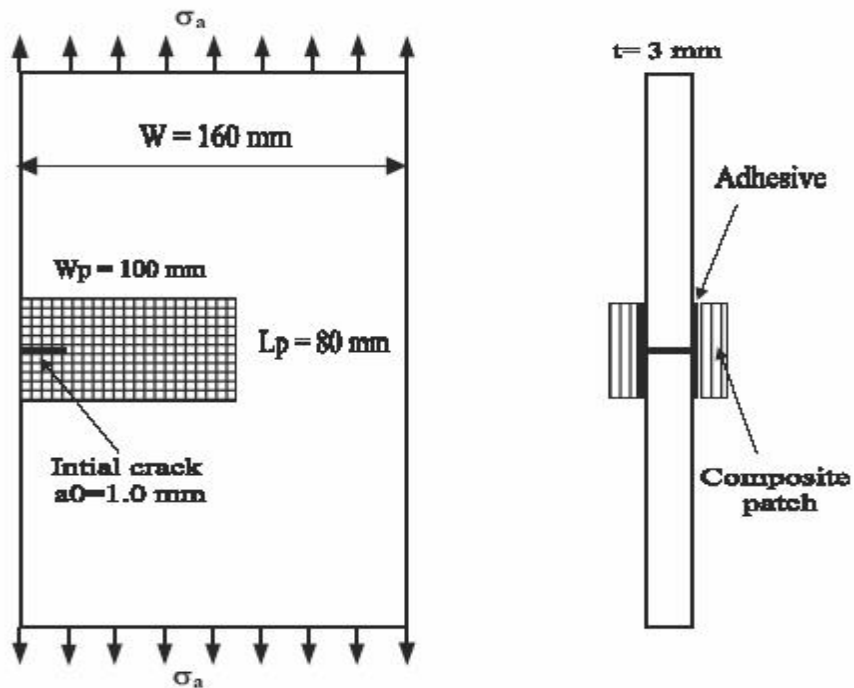


Figure 35: Plaque réparée par double composite patch (Benachour et al. 2014)

### 3-Effet De La Géométrie Du Patch Et De L'adhésif

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 [43, 44,45]. En considérant une charge de traction de **70 MPa** et une longueur de fissure de **12 mm** comme indiquée la figure 36 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 [44,46].

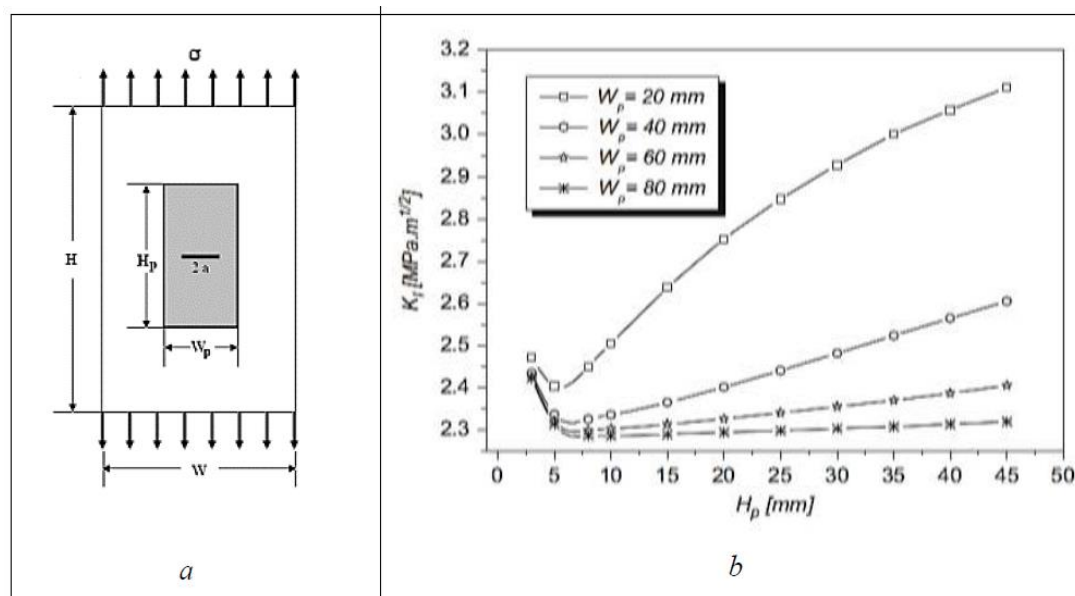
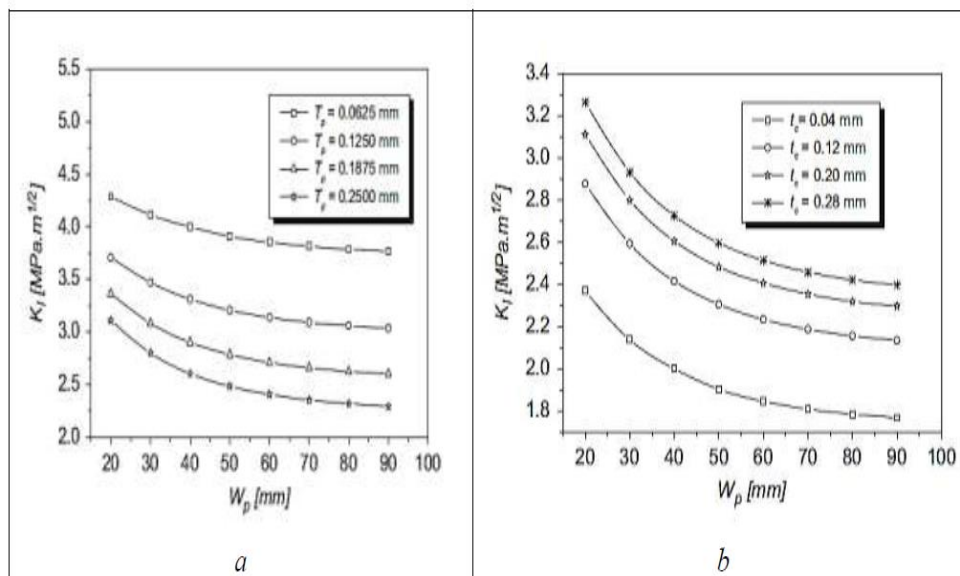


Figure 36.: a) modèle analysé b) Evolution de FIC en fonction des paramètres géométriques ( $H_p$  et  $W_p$ ) du patch [44].

La figure 37 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 [47].



**Figure 37: a) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs de patch. b) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs d'adhésif [44].**

Dans ce contexte, des auteurs [48, 49, 50] ont conclu que l'épaisseur de l'adhésif doit être optimisée afin de réduire l'intensité des contraintes à la pointe de la fissure.

#### 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 [45, 51]. M. Ramji [51] 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 réparé par patch, Les formes de patch considérées sont le cercle, le rectangle, le carré, l'ellipse et l'octogone. De même, la réduction FIC est comparée pour le même volume de patch [51]. La figure 38 représente les résultats de cette analyse.

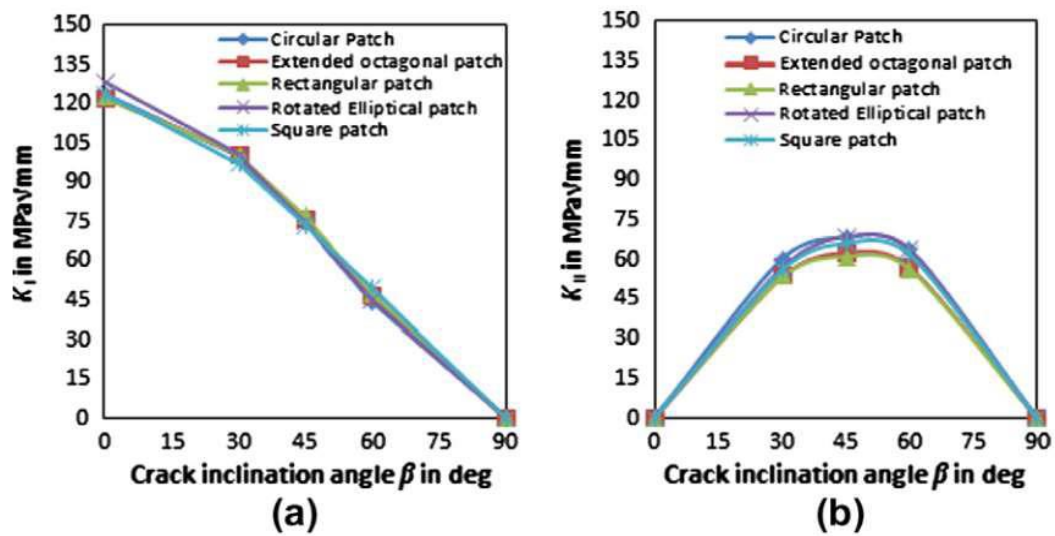


Figure 38: Évolution de FIC en fonction de l'angle d'inclinaison  $\beta^\circ$  pour différentes formes de patch. [45]

Dans cette section, l'influence de la forme du patch sur la réduction de FIC pour différentes fissures inclinées est analysée pour une zone de patch fixe de  $804 \text{ mm}^2$ , correspondant au cercle de rayon  $16 \text{ mm}$ . La figure ci-dessus montre la variation de FIC ( $KI$  et  $KII$ ) pour différents angles d'inclinaison de fissure. La Figure 38.a montré que  $KI$  est maximum à  $\beta^\circ = 0^\circ$  et il est minimum 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  $KI$  pour les formes carrées, rectangulaires et octogonales. De la Figure 38.b, on constate que  $KII$  est maximum 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 patches octogonaux étendus et rectangulaires. On peut sûrement confirmer que la forme du patch influence sur l'évolution du FIC et son impact dépend par les différentes inclinaisons de fissures.



# Chapitre IV

Simulations et discussions

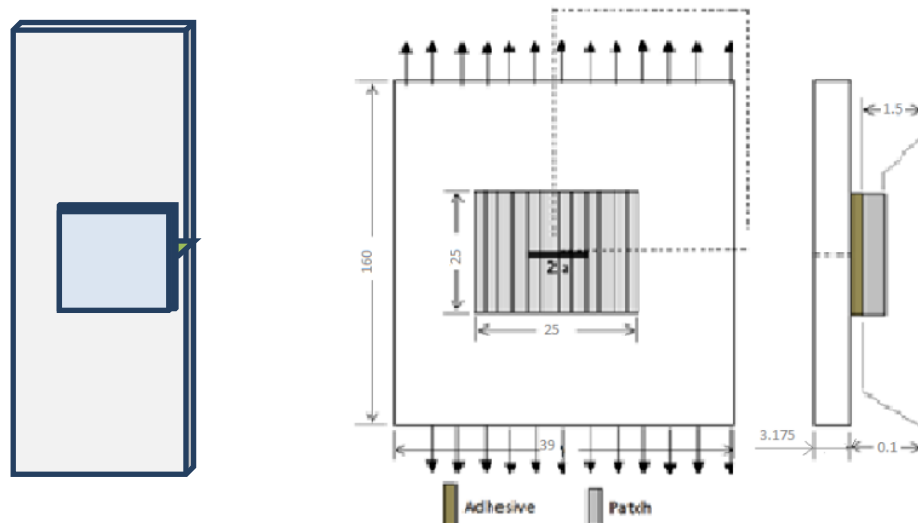
## Introduction

Avec la croissance vertigineuse des moyens informatiques, l'utilisation d'un logiciel d'analyse en éléments finis pour modéliser le problème de rupture des structures dans tel secteur présente un grand intérêt et en particulier pour le cas des structures contenant une fissure. Alors, le comportement en rupture de telle structure est analysé par la détermination numériquement du facteur d'intensité de contrainte  $K_I$  en pointe de la fissure. Dans ce chapitre, nous nous intéressons en premier lieu à la validation du modèle élément fins, et en deuxième lieu nous présentons une analyse numérique d'une plaque contenant une fissure centrale inclinée dans le plan perpendiculaire à la direction du chargement, réparée par plusieurs formes de patch collé. Pour cela, nous avons utilisé le code de calcul aux éléments finis ABAQUS. Un comportement élastique a été entrepris pour cette étude.

### 1-Validation du modèle éléments finis en comportement élastique linéaire

#### 1-1-Modèle géométrique

Tout d'abord, il est important de valider notre modèle élément finissur une éprouvette CCP (Center Cracked Panel). Notre étude permet de comparer les valeurs de facteurs d'intensité de contraintes obtenues par la méthode des éléments finis avec celles déterminées numériquement par Hosseini. Pour ce faire, considérons une plaque élastique en aluminium 2024-T3 de section rectangulaire  $(160 \times 39) \text{ mm}^2$  et une épaisseur de  $3,175 \text{ mm}$  contenant une fissure centrale de longueur  $2a=10 \text{ mm}$ . Le patch et l'adhésif utilisés pour la réparation sont de même section carrée  $(25 \times 25) \text{ mm}^2$  et des épaisseurs  $1,5 \text{ mm}$  et  $0,1 \text{ mm}$  respectivement. Le modèle géométrique de la plaque à étudier est représenté dans la figure 39. Cette dernière montre également les dimensions de la plaque, le patch et le film adhésif.



**Figure 39 : Modèle géométrique d'éprouvette à une fissure centrale réparé a) la moitié de la structure réparée en 3D b) les dimensions en mm de l'éprouvette [48].**

### 1-2-Propriétés Mécaniques

Une analyse par la méthode des éléments finis tridimensionnels est présentée pour déterminer la distribution des valeurs de facteurs d'intensités de contraintes d'une plaque en Aluminium 20204T3 réparée avec plusieurs formes de patch composite. Les propriétés mécaniques de la plaque en alliage d'aluminium 2024-T3, du patch composite verre/époxy et de l'adhésif *FM-73* sont regroupées dans le tableau 4.1. La plaque fissurée a été soumise à une charge de traction uniaxiale dans la direction verticale suivant l'axe 'Y-Y' sous la contrainte appliquée d'amplitude  $\sigma = 121,1 \text{ MPa}$ .

Les propriétés mécaniques des matériaux utilisés dans cette étude sont comme suit [48]. :

Propriétés	Matériaux		
	Aluminium 2024-T3	Verre/époxy	Adhésif (FM73)
Module de Young Longitudinal $E_1$ (GPa)	71,02	27,82	1,83
Module de Young Transversal $E_2$ (GPa)	-	5,83	-
Module de Young Transversal $E_3$ (GPa)	-	5,83	-
Coefficient de Poisson $\nu_{12}$	0.3	0,31	0.33
Coefficient de Poisson $\nu_{13}$	-	0,31	-

Coefficient de Poisson $\nu_{23}$	-	0,41	-
Module de Cisaillement $G_{12}$ (GPa)	-	2,56	-
Module de Cisaillement $G_{13}$ (GPa)	-	2,56	-
Module de Cisaillement $G_{23}$ (GPa)	-	2,24	-

### 1-3-Modélisation par Elément finis

Un modèle par éléments finis tridimensionnel a été réalisé dans cette analyse. Pour cela, le code des éléments finis commercial Abaqus 6.14 a été utilisé pour calculer les valeurs de l'intégrale J. Il est bien établi qu'en mécanique de la rupture élastique linéaire, le taux de restitution d'énergie G est équivalent à la valeur de l'intégrale J et il est lié au facteur d'intensité de contrainte  $K_I$  par la relation suivante :

$$K_I = \sqrt{G \times E'} \quad (4.1)$$

$$\text{Ou } \begin{cases} E' = E & \text{cas d'une contrainte plane} \\ E' = E/(1-\nu^2) & \text{cas d'une déformation plane} \end{cases} \quad (4.2)$$

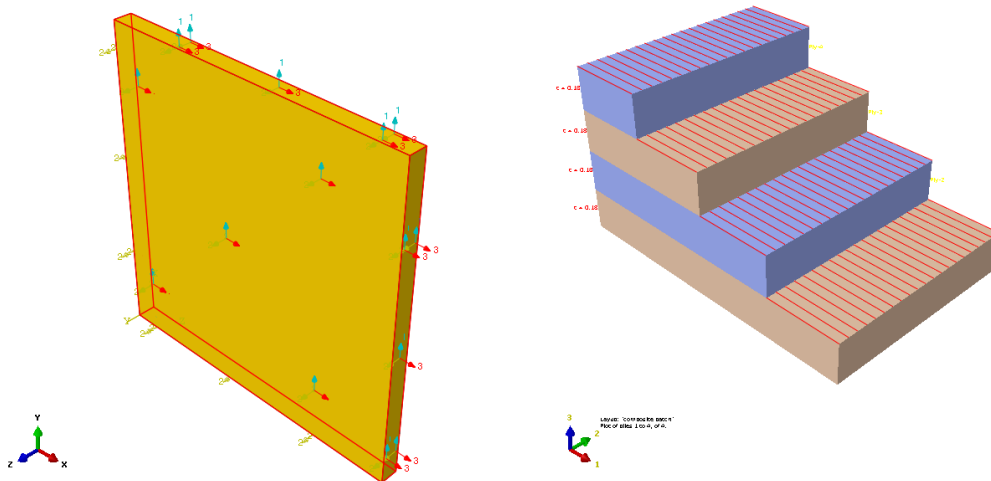


Figure 40 : l'orientation des fibres des couches de verre/époxy

Les patches ont été modélisées avec 4 couches de composite verre/époxy unidirectionnel, les fibres sont orientées suivant la direction de chargement

(perpendiculaire au front de fissure). Dans la figure 40, nous avons représenté les conditions aux limites de la plaque étudiée.

Vu la symétrie de la géométrie et les conditions de chargement du modèle étudié suivant les axes X-X, Y-Y, on se limite à étudier le un quart (1/4) de l'éprouvette réparée afin de minimiser le temps de calcul.

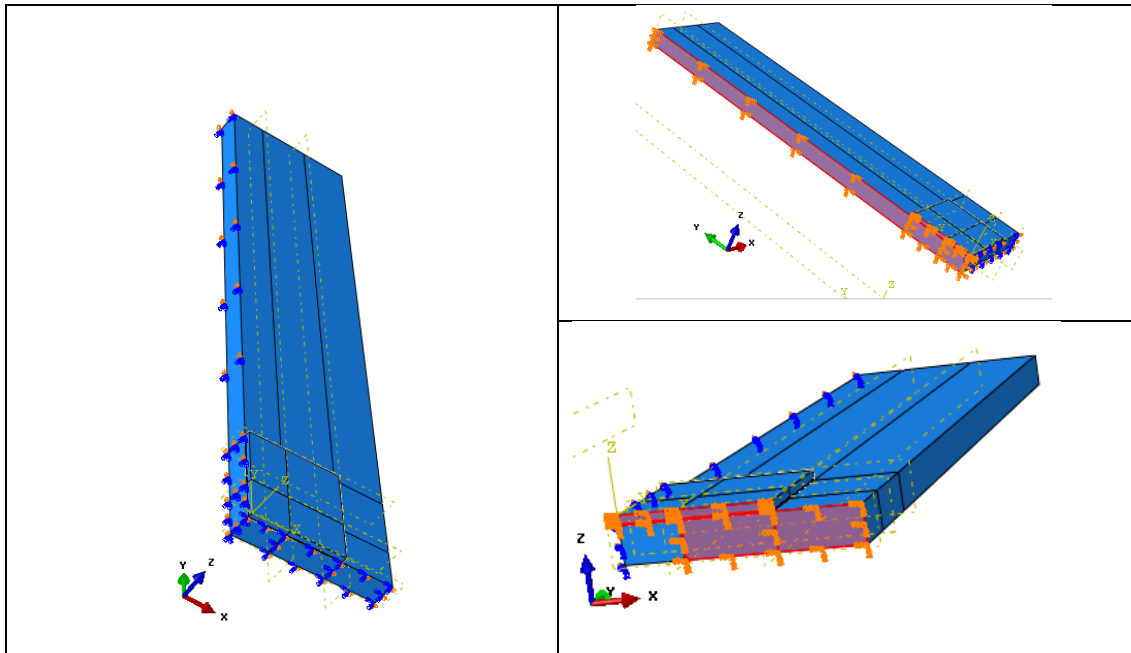
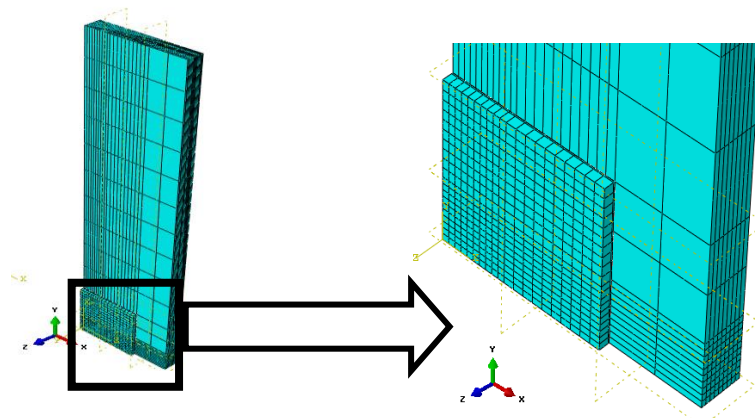
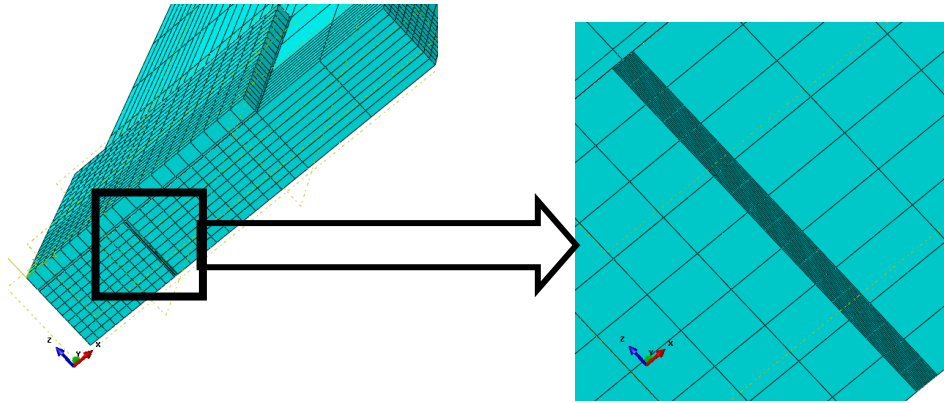


Figure 41: les conditions aux limites de la structure réparée.

La figure 42 représente le maillage des différents éléments de la structure réparée. Un maillage raffiné a été utilisé au voisinage proche de la fissure afin d'avoir des résultats précis et améliorer la représentation de champs de contraintes.





**Figure 42 : Modèle EF de la plaque réparée ; (b) maillage typique de 1/4 de la plaque réparée ; (c) Maillage autour de la pointe de fissure.**

La plaque, le film adhésif et le patch ont été discrétisés par des éléments hexaédriques à 20 nœuds (C3D20R).

Le nombre de nœuds et d'éléments est répertorié dans le tableau 2.

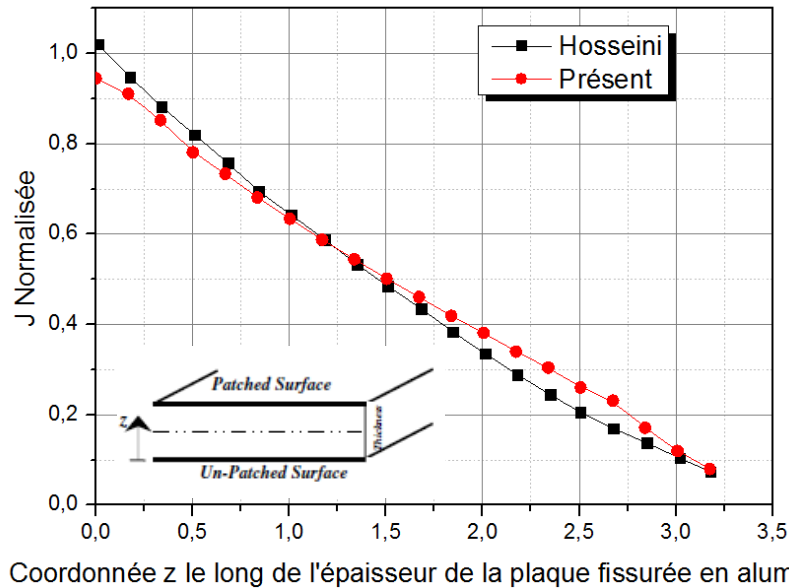
	Taille de l'élément	Nombre d'éléments	Nombre de nœuds	Type d'éléments
Plaque	0,002~6	8172	37026	hexaédriques à 20 nœuds (C3D20R)
Colle	0,1~0,7	400	3003	
Patch	0,5~0,7	400	3003	

**Table 2 Nombre de nœuds et d'éléments de l'assemblage étudié.**

### 1-4-Résultats et discussion

Les résultats obtenus par la simulation numérique sont représentés dans la figure 43. Cette dernière présente les variations de l'intégrale J normalisée caractérisée par le rapport de l'intégrale J de la structure réparée par rapport à l'intégrale J de la structure non réparée le long du front de fissure. L'intégrale J normalisée est déterminée par la relation suivante :

$$J \text{ Normalisée} = \frac{J_{\text{patché}}}{J_{\text{non patché}}} \quad (4-3)$$



**Figure 43 : Variation de J normalisé le long de l'épaisseur de la plaque réparée.**

La figure 43 montre la variation de J normalisé le long de l'épaisseur de la plaque au niveau du front de fissure pour une plaque réparée à une seul côté. On voit que les présents résultats concordent avec les résultats numériques de [48] comparés et que les valeurs de J normalisée diminuent en allant vers le côté réparé.

Une différence considérable existe entre les résultats obtenus pour le coté réparé et le coté non réparé de la plaque. La valeur maximale de J normalisé se trouve sur la surface non réparée de la plaque. Ce phénomène signifie que la fissure peut se développer sur le côté non réparé de la plaque plus rapidement que le taux de croissance des fissures du côté réparé. Ceci confirme la validité du modèle élément finis.

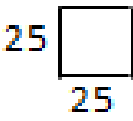

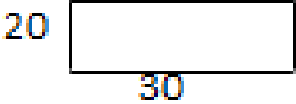
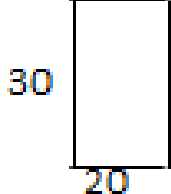
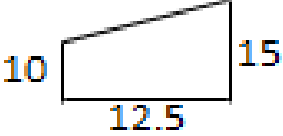
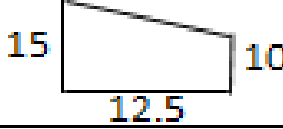
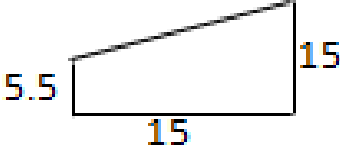
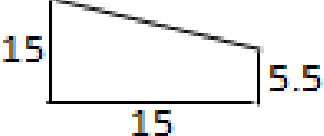
## 2-Effet de la forme du patch sur la qualité de réparation

Dans cette partie, nous proposons de modéliser plusieurs formes de patch et d'étudier l'effet de ses paramètres géométriques sur la diminution du facteur d'intensité des contraintes (Figure 3). Une comparaison entre les différentes formes sera faite pour deux types des matériaux composites (Verre/époxy et Bore/époxy)

### 2-1-Modèles géométriques

Pour cette analyse comparative entre les formes circulaire, rectangulaire, carrée, et papillon présentées dans la figure ci-dessus et pour faciliter la comparaison, les dimensions du patch ont été choisies pour coïncider avec les surfaces  $(25*25)=625 \text{ mm}^2$ .

**Tableau 4 :représente les différentes dimensions des patches utilisés**

Forme de Patch	Surface de Patch (mm <sup>2</sup> )	
Carrée	$25*25=625\text{mm}^2$	
Circulaire	$\pi*14^2=615,75\text{mm}^2$	
Rectangulaire	$20*30=600\text{ mm}^2$	
		
Trapézoïdale	$(15+10)*12,5/2=156,26\text{mm}^2$	
		
	$(15+5,5)*15/2=153,75\text{mm}^2$	
		



## 2-2-Propriétés Mécaniques

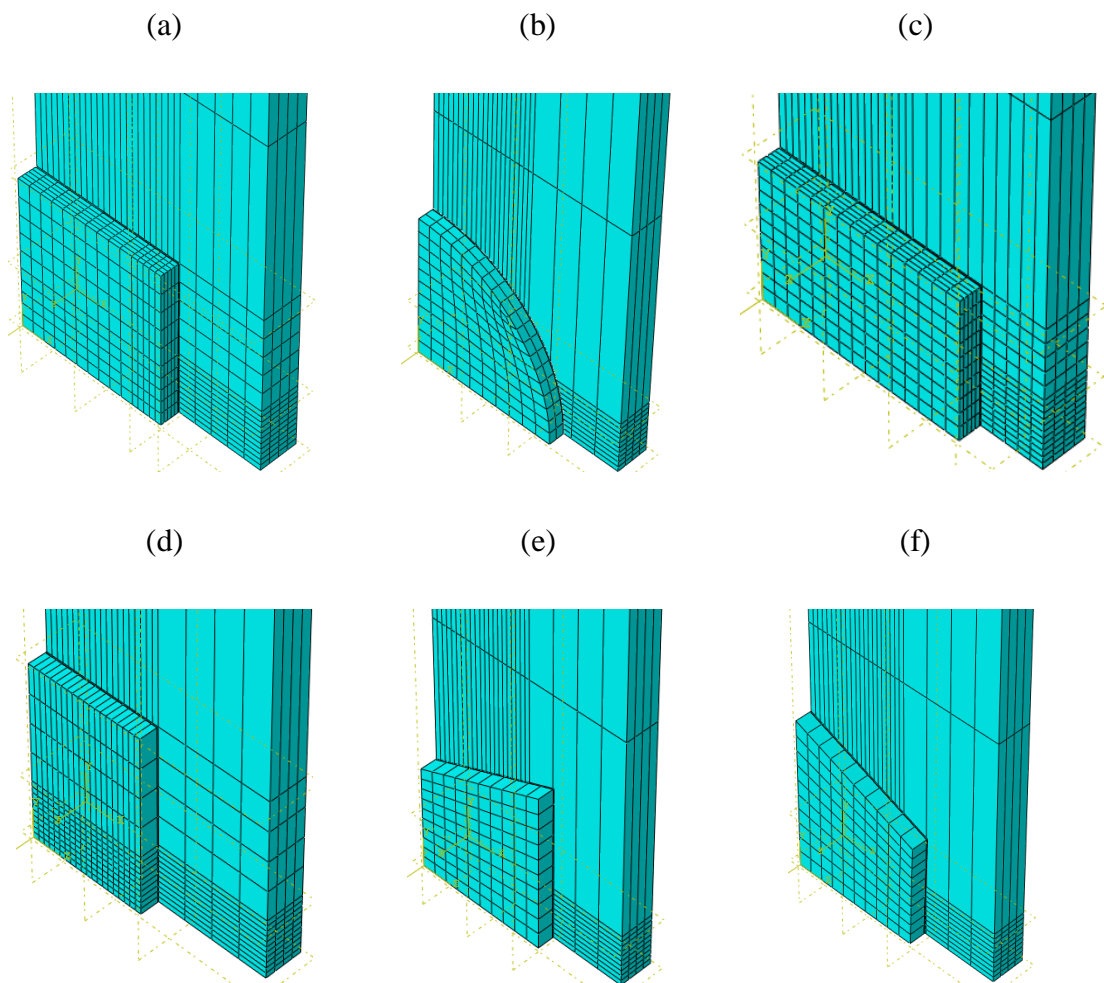
Les propriétés mécaniques du bore/époxy utilisés dans cette étude sont comme suit[48]. Les propriétés mécaniques du composite étudié sont indiquées sur le tableau suivant :

**Tableau 5 : Propriétés des matériaux utilisés [48].**

Bore/époxy	$E_1$ (GPa)	$E_2, E_3$ (GPa)	$\nu_{12}, \nu_{13}$	$\nu_{23}$	$G_{12}, G_{13}$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)
	208,1	25,44	0,1677	0,035	7,24	4,94

## 2-3-Modélisation par Elément finis

L'objectif est d'analyser numériquement les variations du facteur d'intensité de contrainte du précédent modèle pour différentes formes de patch : circulaire, rectangulaire, carrée, trapézoïdale (voir Figures 44).



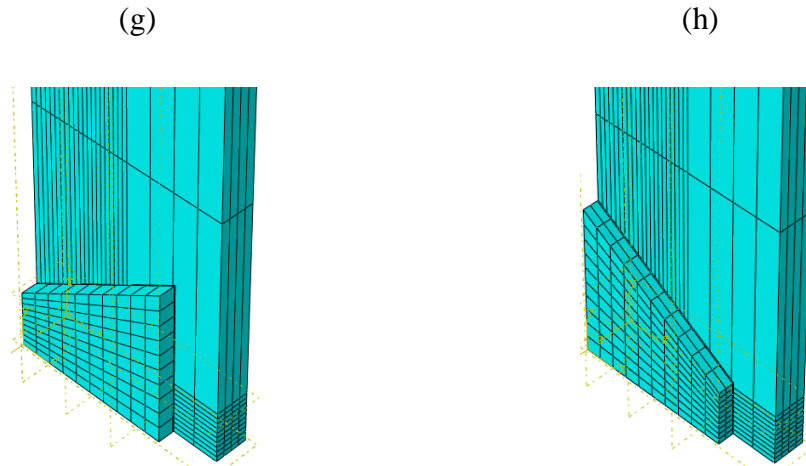


Figure 44 : Modèles EF de la plaque réparée par les formes de patch proposées

2-4-Résultats et discussions

Les résultats obtenus numériquement sont représentés dans la figure 45. Cette dernière présente une comparaison entre les résultats obtenus numériquement du facteur d'intensité des contraintes  $K_I$  pour les différentes formes de patch verre/époxy et bore/époxy.

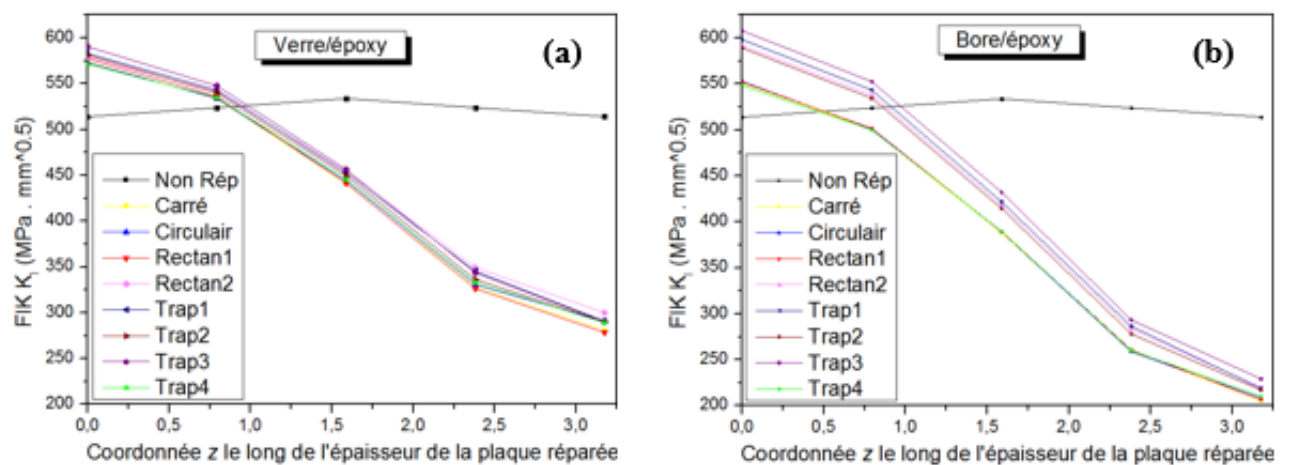


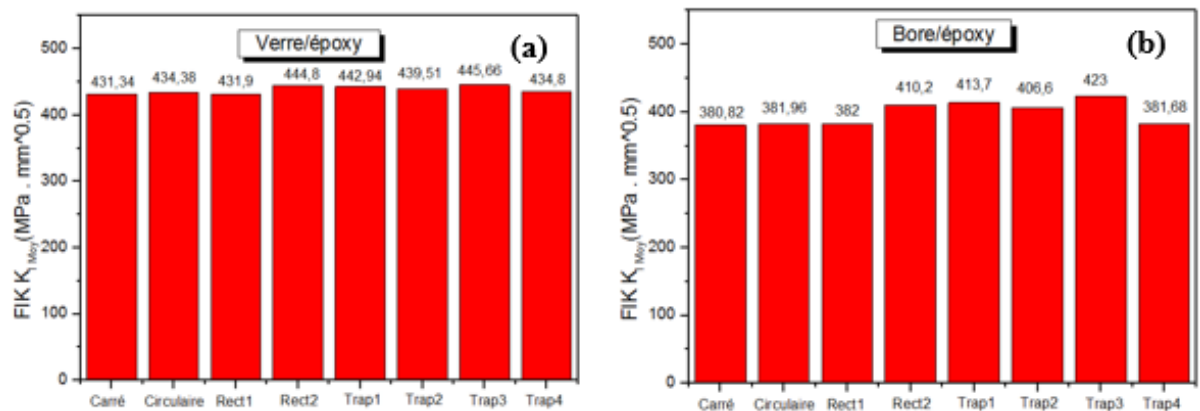
Figure 45: Variation du FIC le long du front de fissure pour les différentes formes de patch a) Verre/époxy ; b) Bore/époxy

Cette dernière figure montre que le renforcement par patch diminue considérablement le facteur d'intensité de contrainte (FIC). Ceci est plus prononcé dans le côté réparé de l'éprouvette et dans le cas de bore/époxy. Un comportement asymptotique est noté pour les différentes formes de patch.

On remarque aussi que les formes : carré, circule, rectangle horizontal (Rectan1) et la forme trapèze 4 sont les plus efficaces pour réparer une plaque fissurée en mode I.

Pour une meilleure explication. Nous avons définis une valeur moyenne du FIC pour présenter le facteur d'intensité de contrainte moyen pour les différentes formes de patch de verre/époxy et bore/époxy.

La figure 46 présente les valeurs des facteurs d'intensité moyens pour les différentes configurations analysées.



**Figure 46: Variation du FIC<sub>moy</sub> le long du front de fissure pour les différentes formes de patch a) Verre/époxy ; b) Bore/époxy**

A partir de la figure 46, on confirme que les valeurs minimales du facteur d'intensité de contrainte sont obtenus par le patch carré, circulaire, rectangle horizontal (Rectan1) et la forme trapèze 4. En revanche, la réduction du facteur d'intensité de contraintes est d'autant mieux lorsque la réparation de la structure fissurée est faite par l'utilisation de bore /époxy.

De ce qui a été montré par les différents résultats, on peut déduire qu'il n'y a pas de forme optimale à l'absolue. 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 gardant une surface de patch optimale. Ainsi, afin d'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 quatre formes de patches, à savoir, carré, rectangulaire, circulaire et trapézoïdale

doit être envisagé pour déterminer une forme de patch plus optimisée. De plus, l'épaisseur de la couche adhésive et son comportement mécanique doivent être soigneusement étudiés.

# **Conclusion générale**

Le travail que nous avons mené, nous a permis de traiter l'influence de la forme de patch et les propriétés des matériaux sur les valeurs des paramètres de rupture calculés pour une plaque sollicitée à une traction contenant une fissure centrale. La qualité du matériau du patch et sa géométrie dimensionnelle jouent un rôle essentiel dans la distribution des concentrations de contraintes aux voisinages et à la pointe de la fissure. A cet effet, on dégage les constatations suivantes :

- Les calculs numériques sont en bonne corrélation avec les résultats de la littérature. En effet, la présence d'un patch réduit considérablement la concentration de contraintes qui peut retarder l'amorçage de la fissure et par la suite l'augmentation de la durée de vie de la structure.

- Le facteur d'intensité de contraintes augmente le long du front de fissure du côté patché vers le côté non patché.

- le patch de forme ; carrée, circulaire, rectangle horizontal (Rectan1) et la forme trapèze 4 est plus efficaces pour la réparation des structure fissurée.

- Un patch de nature bore/époxy réduit le facteur d'intensité de contraintes mieux que le patch de nature verre époxy pour Toutes formes de patch proposées.

# **Références et bibliographie**

- [1] Saïd Hariri, Mansour Afzali & Haïdar Jaffal « NOCIVITE DES DEF AUT SET PROPAGATION DE FISSURES DANS LES EQUIPEMENTS SOUS PRESSION ». Ecole des Mines de Douai 2007
- [2] Taoufik Boukharouba « ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE DES FISSURES SEMI-ELLIPTIQUES, APPLICATION AUX PLAQUES EN FLEXION ET AUX TUBES SOUS PRESSION INTERNE ». Thèse Doctorat, Université de Metz 04 juillet 1995.
- [3] Mahmoud ISMAIL. « ETUDE DE STRANSFERT SET DE LEURS INTERACTIONS AVEC LA CICATRISATION DANS LES FISSURES POUR PROLONGER LA DUREE DE SERVICE DES INFRASTRUCTURES (PONTS, CENTRALES NUCLEAIRES) ». thèse doctorale, Laboratoire Matériaux et Durabilité des Constructions, INSA-UPS, TOULOUSE, 2006.
- [4] G. Pluinage, V. T. Sapunov Livre : « FUITE ET RUPTURE DE TUBE EN DOMMAGE ». GÈPADUES-ÉDITIONS. 111, Rue Vauquelin.
- [5] Haithem Adouani, Bing Tie, Clotilde Berdin, Denis Aubry : « MODELISATION NUMERIQUE DE LA PROPAGATION INSTABLE ET LIMITEE DE FISSURE DUE A LA PRESENCE DES ZONES LOCALES FRAGILES ». Laboratoire de Mécanique des Sols, Structures, et Matériaux (CNRS UMR 8579)
- [6] Ouahabi, Thomaset Lakis « DÉTECTION DE FISSURES DE RESPIRATION DE FATIGUE PAR EXCITATION HARMONIQUE ET ANALYSE TEMPS-FRÉQUENCE ». Département de Génie Mécanique, École de technologie supérieure. Montréal, Québec, H3C3A7, Canada, 2008
- [7] Zoumana SOUMAHORO, « ETUDE DU COUPLAGE THERMOMECHANIQUE DANS LA PROPAGATION DYNAMIQUE DE FISSURE » , Thèse de Doctorat. l'Ecole Polytechnique, 2005.
- [08] Gay, Daniel. "Matériaux composites, 3eme édition hermès, pp559, p629." (1989).



- [09] Reyne, Maurice. "Technologie des composites, 2ème édition Hermès, pp36, p190." (1995).
- [10] Dermarkar, Salim. "Matériaux composites à matrice métallique." Techniques de l'ingénieur. Matériaux métalliques M250 (1990):M250-1.
- [11] Davidovits, Joseph, ed. Geopolymer, Green Chemistry and Sustainable Development Solutions: Proceedings of the World Congress Geopolymer 2005. Geopolymer Institute,2005.
- [12] J.P. Pascault. Chimie et mise en œuvre des mélanges réactifs. In Initiation à la chimie et à la physico-chimie macromoléculaire, volume Matériaux composites à base depolymère.1989.
- [13] T.L. Jong, S.R. Yu. Physical aging of poly (ether sulfone)-modified epoxy resin. Journal of Polymer Science: Part B: Polymer physics, 35:69–83, 1997
- [14] ASTM, "Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates". American Society for Testing and Materials, D2344/D2344M-00, 2006.
- [15] D. Gay. Matériaux composites. Hermès, 5ème édition, 1997.
- [16] J.M. Berthelot. Mécanique des matériaux et structures composites. Lavoisier, 4ème édition édition, 2010.
- [17] C.A.R.M.A, "Glossaire des Matériaux Composites Renforcés des Fibres d'origine Renouvelable,"2006.
- [18] Baley, C. "Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites, Tech." L'ingénieur (2013).
- [19] Ledru, Yohann. Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques. Diss. Institut National Polytechnique de Toulouse,2009.
- [20] A.BAUS, H.P.LIEURADE, G. SANZ et M.TRUCHON. Etude de l'amorçage des fissures de fatigue sur des éprouvettes en acier à très haute résistance possédant des défauts de formes, et de dimensions différentes, Revue de Métallurgie ; 565- 584, Octobre1977.

- [21] D.J. SMITH, M.A.M. BOURKE, A.P. HODGSON, G.A. WEBSTER et P.J. WEBSTER. Interpretation of residual stress distributions in previously loaded cracked beams, *Journal of Strain Analysis*, 27(2), pp. 77-83,1992.
- [22] J.C.NEWMAN. A finite-element analysis of fatigue crack closure, *Mechanics of Crack Growth*, ASTM STP 590, pp. 281-301,1976.
- [23] W. ELBER. The significance of fatigue crack closure, *Damage Tolerance in Aircraft Structures*, ASTM-STP 486, pp. 230-242,1971.
- [24] S. SURESH. Crack deflection: implications for the growth of long and short fatiguecracks,*MetallurgicalTransactionsA*,Vol.14A,pp.2375-2385,1983.
- [25] H. TSUKUDA, H. OGIYAMA et T. SHIRAISHI.Transient fatigue crack growth behaviour following single overloads at high stress ratios , *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 19(7), pp. 879-891, 1996.
- [26] M. LOUAH. Mécanismes de retard pour la progression de fissure après surcharge des la ces des aciers, Thèse soutenue le 18 septembre 1980 à l'Université de Technologie deCompiègne.
- [27] A. IMAD. Mécanismes du retard induit par l'application d'une surcharge au cours de la propagation d'une fissure de fatigue, Thèse soutenue le 22 décembre 1989 à U.S.T.L.,Lille.
- [28] 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.
- [29] M. GOTO, H. MIYAGAWA et H. NISITANI.Crack growth arresting property of hole and Brinell -Type Dimple, *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 19(1), pp. 39-49,1996.
- [30] H. WU, N. BENSEDDIQ, A. IMAD. Fracture toughness prediction of a valve body: Numerical analysis. *Engineering Failure Analysis*, In Press,2009.
- [31] 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.

- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] A. Baker, Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure, *Compos. Struct.* 47(1) (1999)431-443.
- [35] R.J. Callinan, L.R.F. Rose, C.H. Wang, Three dimensional stress analysis of crack patching, in: *Proceedings of international Conference on Fracture, ICF-9 (1997)*2151–2158.
- [36] T. F. Christian, D. O. Hammond, J. B. Cochran, Composite material repairs to metallic airframe components, *J. Aircraft*. 29(3) (1992)470-476.
- [37] B.BachirBouiadjra,M.Belhouari,B.Serier,Computationofthestressintensityfactors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode, *Compos. Struct.* 56(4) (2002)401-406.
- [38] 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.
- [39] B. Bachir Bouiadjra, F. Benyahia, , A. Albedah, , S. M. Khan, Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6, *Int. J. Fatigue*, 80 (2015)128-135.
- [40] 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.
- [41] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN. Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, *Engineering Fracture Mechanical*;60(1):47–58,1998.
- [42] P.S. SONG, B.C. SHEU, H.H. CHOU. Deposition of plating metals to improve crack growth life, *International Journal of Fatigue*;23:259–270,2001.

### PARTIE B

- [43] A. Amroucheet G. Mesmacque, Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack, *International Journal of Fatigue*, 2003, V25, PP949–954.
- [44] 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.
- [45] T. V. Umamaheswar, R. Singh, Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet, *Eng. Fract. Mech.* 62(2) (1999) 267-289.
- [46] 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.
- [47] 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.
- [48] 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.