

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

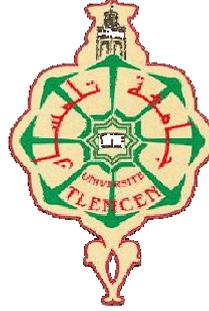
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



## **MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

**En : Génie mécanique**

**Spécialité : Construction**

**Par : LARABI Djilali**

### **Sujet**

***Étude du comportement en rupture des matériaux pour structures aéronautiques réparés par patch collé.***

Soutenu publiquement, le 20 / 09 / 2022 , devant le jury composé de :

M <sup>r</sup> SEBAA Fethi	Professeur	Université de Tlemcen	Président
M <sup>r</sup> BENSAID Ismail	MCA	Université de Tlemcen	Examineur
M <sup>r</sup> BENACHOUR Mustapha	Professeur	Université de Tlemcen	Encadreur
M <sup>me</sup> SERIARI Fatima Zohra	Dr	Université de Tlemcen	Co-Encadreur

Année universitaire : 2021 /2022

*A mes parents  
A ma petite famille  
A mes frères et sœurs*

# Remerciements

*Le travail réalisé pendant cette thèse ne serait pas le même sans un certains nombres de personnes que je souhaite remercier.*

*Ma profonde gratitude s'adresse à mon encadreur de thèse, **M. BENACHOUR Mustapha**, pour la confiance qu'il m'a accordée et l'appui qu'il a témoigné à mon travail.*

*Je tiens également à remercier mes co-encadreur **Mme. SERIARI Fatima Zohra** et **M. BELDJILLI Youcef** pour ses précieux conseils, leurs soutien ainsi que leur disponibilité.*

*Je remercie très sincèrement **M. SEBAA Fethi** qui a accepté de présider mon jury de thèse.*

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude au membre de jury **M. BENSAD Ismail**, pour l'honneur qu'il me fait d'accepter l'examen de ce manuscrit.*

*Mes remerciements vont enfin à tous ceux ou celles qui ont participé de près ou de loin à la réussite de ce travail, mes amis et collègues ainsi que tous les enseignants du département de Génie Mécanique.*

## **RESUME**

L'effet de la réparation par un patch composite sur le comportement en rupture sous chargement variable des structures aéronautique a fait l'objet de la présente investigation. Notre étude est menée sur des éprouvettes de type M(T) en alliage d'aluminium de la série 2000 avec une fissure. Le code ABAQUS CAE est utilisé pour évaluer le facteur d'intensité de contrainte (FIC) par éléments finis sous l'effet de réparation par patch d'une plaque en alliage d'aluminium 2024 T351 sous l'influence de différents paramètres. Le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte. L'accroissement de l'épaisseur du patch réduit le FIC en pointe de fissure de façon proportionnelle. La plaque réparée par patch en Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la fissuration. L'adhésif répare mieux lorsqu'il présente une grande valeur de son module de cisaillement.

**MOTS CLÉS :** Matériaux composites ; Patch ; ; Adhésif ; Fissure ; facteur d'intensité de contrainte, ABAQUS.

## ***ABSTRACT***

The effect of composite patch repair on fracture behavior and fatigue cracking under variable loading in the aeronautical structures was the subject of the present investigation. Our study is conducted on aluminum alloy series 2000 the M(T) specimens with initial crack. The ABAQUS CAE code is used to evaluate by finite element the stress intensity factor (FIC) of 2024 T351 aluminum alloy plate repair. The obtained results confirm composite patch greatly reduced the stress intensity factor. The patch thickness reduces the FIC proportionally in the crack point; the plate repaired by boron / epoxy buffer provides better resistance to cracking. The adhesive repairs better when the shear modulus it has a high value.

**KEYWORDS :** Composite materials; patch; Adhesive; Crack. ;Stress intensity factor, ABAQUS.

# ملخص

تأثير إصلاح البقعة المركبة على سلوك الكسر و تعب الكلال تحت التحميل المتغير لهياكل الطيران موضوع هذه الدراسة. يتم تنفيذ دراستنا على قطع اختبار سبائك الألمنيوم نوع M(T) من سلسلة 2000 مع وجود تشقق ابتدائي . تم استخدام برنامج ABAQUS CAE بطريقة العناصر المنتهية الهندسية.

لتقييم عامل شدة الاجهاد للعناصر المحدودة FIC وتحت تأثير الترقيع لصحيفة سبائك الألمونيوم 2024 T351 بمختلف المتغيرات. يقلل التصحيح المركب عامل شدة الاجهاد بشكل كبير، زيادة سمك التصحيح يقلل من معدل الاجهاد FIC عند نقطة التشقق بالتناسب. الصحيفة المعدلة برون/الايوكسي توفر مقاومة أفضل للتشققات و التصليلات اللاصقة أفضل عندما تكون لها قيمة عالية لمعامل القص.

**الكلمات المفتاحية :** المواد المركبة المصققة؛ شكل التصحيح؛ لاصق؛ صدع؛ عامل شدة الإجهاد؛  
برمجية ABAQUS.

**CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE**

**Tableau 1.1** : Désignation des séries principales des alliages d'aluminium-----3

**Tableau 1.2** : Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF ----- 16

**CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE**

**Tableau 3.1** : Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium-----29

**Tableau 3.2** : Propriétés mécaniques des patches -----29

**Tableau 3.3** : Les propriétés mécaniques d'adhésives-----30

**Tableau 3.4**: Les propriétés mécaniques de l'alliage 6061-T6-----35

**Tableau 3.5** : Propriétés mécaniques du patch -----36

**Tableau 3.6** : Les propriétés mécaniques des adhésives appliquées -----36

**Tableau 3.7**: Comparaison des résultats numériques/numériques du FIC-----37

**Tableau 3.8**: Comparaison des résultats analytiques/numériques du FIC -----37

**Tableau 3.9**: Comparaison des résultats expérimentaux/numériques du FIC-----38

## CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

<b>Figure 1.1</b> : Alliages d'aluminium et structures des avions-----	4
<b>Figure 1.2</b> : Définitions des modes de sollicitation-----	5
<b>Figure 1.3</b> : Définition des axes (x,y) et des coordonnées (r, ) au voisinage de l'extrémité d'une fissure-----	6
<b>Figure 1.4</b> : Distribution de la contrainte perpendiculaire au plan de fissuration $\sigma_{yy}$ pour $\theta = 0$ -----	7
<b>Figure 1.5</b> : Zone plastique selon le critère de Von-Mises-----	9
<b>Figure 1.6</b> : Zone plastique selon le critère de Tresca-----	10
<b>Figure 1.7</b> : Les différentes familles de Renfort -----	12
<b>Figure 1.8</b> : Les différentes familles de la matrice -----	12
<b>Figure 1.9</b> : Orientation des fibres -----	14
<b>Figure 1.10</b> : Vue en coupe d'un assemblage structural-----	14
<b>Figure 1.11</b> : La réparation par patch composite collé -----	15
<b>Figure 1.12</b> : Réparation par patch composite riveté -----	15

## CHAPITRE II : ETAT DE L'ART

<b>Figure 2.1</b> : Réparation sur un avion Hercules d'après -----	17
<b>Figure 2.2</b> : Exemple de réparation sur un avion F111 -----	18
<b>Figure 2.3</b> : Exemple de réparation sur un avion Mirage -----	18
<b>Figure 2.4</b> : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy-----	19
<b>Figure 2.5</b> : Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch -----	20
<b>Figure 2.6</b> : Variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport "c/W" pour une position externe en front de fissure réparé et non réparé -----	20
<b>Figure 2.7</b> : Evaluation de la réduction de Facteur d'intensité de contrainte FIC en fonction de la taille de la fissure a pour différentes hauteurs du patch-----	21
<b>Figure 2.8</b> : Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode -----	22
<b>Figure 2.9</b> : Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC -----	22

**Figure 2.10** : Effet de la nature du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de  
Contrainte-----23  
**Figure 2.11** :Influence de la forme du patch sur le FIC -----24  
**Figure 2.12** : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch ---24  
**Figure 2.13** : Effet de la forme du patch sur l'évolution du FIC -----25  
**Figure 2.14** : Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC -----26  
**Figure 2.19** : Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC -----26

### **CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE**

**Figure 3.1** : Modèle géométrique d'une plaque SENT réparée par composite patch -----29  
**Figure 3.2** : Organigramme de simulation -----31  
**Figure 3.3** : Organigramme ABAQUS CAE -----32  
**Figure 3.4** : Elément Hexaèdre -----33  
**Figure 3.5** : Le maillage utilisé -----34  
**Figure 3.6** : Modèle géométrique-----35  
**Figure 3.7** : Effet du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte -----39  
**Figure 3.8**: Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC-----40  
**Figure 3.9** : Influence de l'épaisseur d'adhésive sur la variation du FIC-----41  
**Figure 3.10**: Effet du type d'adhésive sur la variation du FIC-----42  
**Figure 3.11**: Effet du matériau du patch sur la variation du FIC-----43

# NOMONCLATURE

$a$	Longueur de fissure
$a_0$	Longueur de fissure initial
$\sigma_{ij}$	Le tenseur des contraintes.
$r, \theta$	Les coordonnées du système de repère polaire.
$X, y$	Les coordonnées de repère global.
$\xi, \eta$	Les coordonnées de repère local.
$s_{xx}$	La déformation normale.
$u_x$	Déplacement suivant l'axe x.
$u_y$	Déplacement suivant l'axe Y.
$\mu$	Module de cisaillement
$\partial M$	La variation de l'énergie potentielle due à l'avancée de la fissure.
$\partial A$	La variation de surface de l'aire fissurée.
FIC	Facteur d'intensité des contraintes.
$K_{ma}$	Facteur d'intensité de contrainte maximale
$K_{crit}$	Facteur d'intensité de contrainte critique.
$da/Dn$	Vitesse de propagation de la fissure.
$E$	Module de Young.
$\nu$	Coefficient de poisson.
$\sigma$	Charge de traction

# SOMMAIRE

## CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

INTRODUCTION GENERALE -----	1
I. ALLIAGES D'ALUMINIUM ET LEURS APPLICATIONS -----	3
II. MODE DE SOLLECITATIONS -----	5
II.1. FACTEUR D'INTENSITE DES CONTRAINTES -----	5
II.2. FORME DE LA ZONE PLASTIQUE -----	8
III. MATERIAUX COMPOSITES ET REPARATION PAR PATCH -----	11
III.1 DEFINITION -----	11
III.2 LES COMPOSANTS -----	11
<i>III.2.1. Les renforts (fibres)</i> -----	11
<i>III.2.2 Les matrices</i> -----	12
III.3 AVANTAGES DES MATERIAUX COMPOSITES -----	13
III.4 L'ORIENTATION DES FIBRES -----	13
III.5. RREPARATION DES STRUCTURES ENDOMMAGEES PAR COMPOSITES -----	14
<i>III.5.1 La réparation par patch composite collé</i> -----	14
<i>III.5.2. Réparation par patch riveté</i> -----	15
III.6. QUELQUES APPLICATIONS DU PATCH DANS LE SECTEUR AERONAUTIQUE -----	16

## **CHAPITRE II : ETAT DE L'ART**

I. INTRODUCTION	17
II. APPLICATION DU PATCH EN AERONAUTIQUE	17
III. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES	18
III.1 EFFETS DE LA REPARATION PAR PATCH	18
III.2 EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH	21
III.3.EFFETS DU MATERIAU DU PATCH ET FORME DU PATCH	23
III.4. INFLUENCE DES PARAMETRES DE L'ADHESIF	25
III.5 Résumé	27

## **CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE**

I. INTRODUCTION	28
II. MODELE GEOMETRIQUE & PROPRIETES MECANIQUES	28
III. MODELISATION ANALYTIQUE	30
IV. MODELISATION PAR ELEMENTS FINIS	31
V. VALIDATION DES RESULTATS NUMERIQUES	35
VI. RESULTATS & DISCUSSION	38
VI.1. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SUR LE FACTEUR D'INTENSITE DE CONTRAINTE	38
VI. 2. EFFET DE L'EPaisseur DU PATCH	39
VI.3. EFFET DE L'EPaisseur D'ADHESIVE	40
VI.4. EFFET DU TYPE D'ADHESIVE	41
VI.5. EFFET DU MATERIAU DU PATCH	42
VII. CONCLUSION & PRESPECTIVES	44
ANNEXE	



# **INTRODUCTION GENERALE**



## INTRODUCTION GENERALE

Mettre en place des technologies efficaces et rentables afin de réparer ou de prolonger la vie des structures aéronautiques devient nécessaire dans la plupart des pays. Vu les exigences de l'industrie moderne, de nombreux programmes de recherche sont en route pour le développement, d'autres matériaux plus performants et moins coûteux tels que les alliages des polymères et leur composites qui occupent toujours une place importante, car les caractéristiques technique dans le domaine de maintenance s'améliorent de jour en jour grâce aux recherches.

Durant de nombreuses années, les seules solutions possibles pour les structures endommagées étaient de les remplacer par d'autres ou de leur souder une nouvelle section. Ces procédures imposent généralement des arrêts de production. De plus, le travail à chaud impose lors du remplacement un interdit son utilisation dans les zones dangereuses.

Enfin, les problèmes métallurgiques causés par la soudure ajoutent des inconvénients à cette solution compliquée et coûteuse. Afin d'éviter le remplacement de la structure endommagée, pour des raisons économiques et techniques, Une solution plus récente consiste à coller un patch composite sur la zone endommagée à l'aide d'une couche d'adhésif. L'application des patches composites ont notamment connu un essor à la fin des années 70.

L'objectif principal de cette thèse est de comprendre les phénomènes physiques de rupture, lors de sollicitations en service ou accidentelle des matériaux et des structures métalliques, le travail sera d'étudier l'effet de la réparation par patch d'une plaque  $M(T)$  en alliage d'aluminium fissurée tenant compte de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances de rupture et de déterminer le facteur d'intensité de contraintes (FIC) en mode I.

La comparaison des résultats obtenus avec réparation d'éprouvette et sans réparation est mise en évidence.

La rupture d'éprouvette par un essai de traction est simulée en 3D par le code de calcul aux éléments finis ABAQUS CAE. Ce logiciel est un système complet et puissant basé sur la méthode des éléments finis permettant de résoudre des problèmes dans de nombreux domaines de l'industrie et de la recherche.

Ce manuscrit est structuré en trois chapitres :

Le premier chapitre introduit les notions générales relatives aux alliages d'aluminium, les approches générales de la mécanique linéaire de la rupture. Ce chapitre est terminé par la présentation des matériaux composites et leur application pour la réparation des structures en aéronautique.

Le deuxième chapitre présente un état de l'art sur la rupture des alliages d'aluminium réparés par patch spécialement l'effet sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte. Elle inclut les effets des paramètres suivants : l'effet de patch, nature du matériau du patch, l'épaisseur du patch, la nature de et l'épaisseur de l'adhésive, l'épaisseur du patch et la géométrie du patch composite.

Le troisième chapitre présente les résultats de l'étude numérique de la rupture de l'alliage d'aluminium 2024 T351 réparés par patch sous l'influence de différents paramètres et incluant un exemple de validation.

Enfin, Une conclusion générale récapitule les résultats de l'étude.

*Chapitre I :*



**ANALYSE  
BIBLIOGRAPHIQUE**



**I. ALLIAGES D'ALUMINIUM ET LEURS APPLICATIONS**

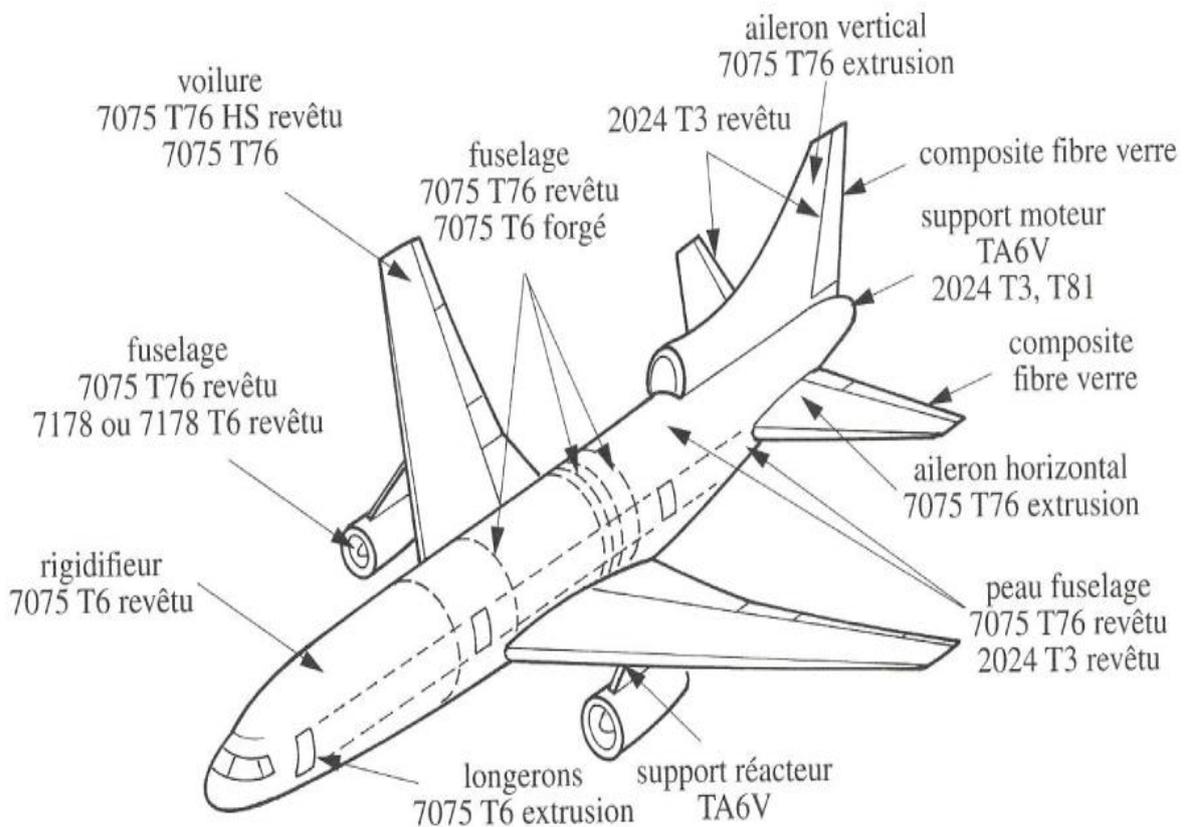
L'aluminium a été découvert en 1825. C'est l'élément métallique le plus présent sur terre. C'est un matériau léger ( $\mu = 2,7 \text{ g.cm}^{-3}$ ), et pour cela il est très utilisé dans le domaine de l'aéronautique. L'exploitation de l'aluminium pur reste limitée en raison de ses caractéristiques mécaniques (par exemple, pour l'aluminium à 99,59 % ( $R_{p0.2}=10-20 \text{ MPa}$ ,  $R_m = 70-80 \text{ MPa}$ ,  $A \% = 50-60$  et  $E = 65-73 \text{ GPa}$ ), donc il est nécessaire de développer ses alliages.

Un alliage est un ajout d'éléments principaux à l'aluminium pure (le fer, le magnésium le cuivre, le silicium, le manganèse et le zinc), qui représentent 15% en masse afin d'améliorer ses propriétés mécaniques. La désignation des alliages d'aluminium est donnée par un numéro à quatre chiffres dans lequel le premier indique l'élément d'alliage principal, le second indique une variante d'alliage initial, Le troisième et le quatrième indiquent l'alliage. Le tableau 1 montre la désignation des séries principales des alliages d'aluminium.

**Tableau 1.1** Désignation des séries principales des alliages d'aluminium

<b>Elément d'addition</b>	<b>Famille</b>	<b>Phases principale présenté dans l'alliage</b>
Aucun élément d'addition.	Série 1000	-
Cuivre (Al-Cu)	Série 2000	$\text{Al}_2\text{Cu}$ - $\text{Al}_2\text{CuMg}$
Manganèse (Al-Mn)	Série 3000	$\text{Al}_6 \text{Mn}$
Silicium (Al-Sn)	Série 4000	-
Magnésium (Al-Mg)	Série 5000	$\text{Al}_3 \text{Mg}$
Magnésium- Silicium(Al-Mg- Sn)	Série 6000	$\text{MgSi}$
Zinc (Al-Zn)	Série 7000	$\text{Mg Zn}_2$

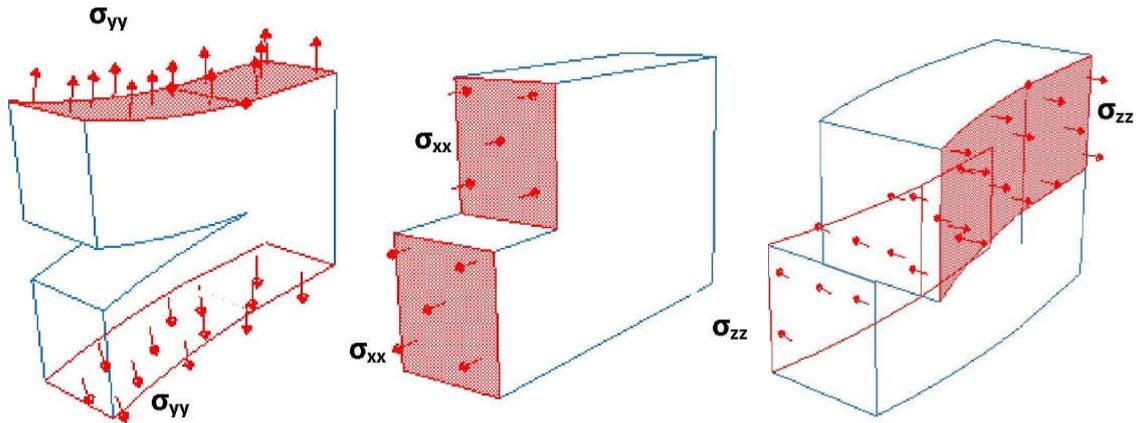
Les alliages pour traitement thermique (série 2000, 6000 et 7000) sont largement utilisés en industrie d'automobile, aéronotique..ect . La série 6000 riche en silicium et en magnésium permet de résisterà la corrosion et aux effets mécaniques. Cette série est largement utilisée enautomobile et engins de transport (Miller et al. 2000). En dernier, les alliagesd'aluminium de la série 7000 riche en zinc (Zn principale élément d'alliage). Les alliages d'aluminium de cette sont caractérisé par une grande résistance mécanique.Les alliages de la série 7000 et de la série 2000 restent les alliages les plus appliqués en aéronautique. Ils permettent d'économiser le carburant, de réduire les émissions et d'augmenter la charge utile d'un avion (ASM, 1967). Ces alliages forment généralement la coque d'un avion et les fuselages (Figure 1.1)



**Figure 1.1 :** Alliages d'aluminium et structures des avions (Dubost, 1991)

## II. Modes de sollicitations

La propagation d'une fissure peut se faire suivant trois modes de déplacement des faces de la fissure dans un plan défini. Elle peut aussi se faire suivant des modes mixtes qui les combinent tous les trois. La (figure 2) illustre les trois modes de rupture.



**Mode I :**  
ouverture

**Mode II :**  
glissement dans le plan

**Mode III :**  
glissement anti-plan

**Figure I.2 :** Définitions des modes de sollicitation (François 1992)

Le mode I est considéré comme le plus dangereux en raison de l'ouverture par traction qui favorise l'initiation et la propagation des fissures. C'est le type le plus répondu dans le cas des matériaux fragiles. Par conséquent, il est le plus étudié.

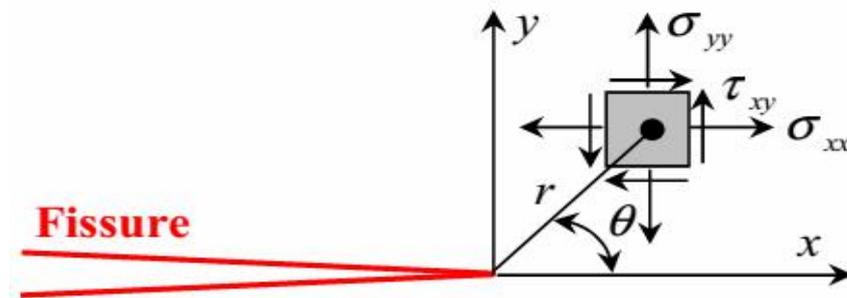
### II.1. Facteur d'intensité des contraintes

Lorsqu'un corps fissuré est sollicité par un champ de force il se produit au voisinage de la fissure une très grande concentration de contraintes, dans ces conditions qui représentent d'un point de vue pratique la réalité des pièces et structures. Les théories de l'élasticité permettent d'exprimer la contrainte proche du front de fissure par une série de Taylor. Dans un matériau dont le comportement est élastique et

linéaire, la forme générale du champ des contraintes au voisinage de l'extrémité d'une fissure est de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) + \sum_{m=0}^{\infty} \alpha_m r^{m/2} g_{ij}^{(m)}(\theta) \quad (1.1)$$

où les coordonnées  $(r, \theta)$  sont repérées par rapport à l'extrémité de la fissure (figure 1.3). La fonction adimensionnelle  $f_{ij}$  dépend du mode de sollicitation, l'autre fonction adimensionnelle  $g_{ij}$  dépend à la fois du mode de sollicitation, de l'état de contrainte et de la géométrie du corps fissuré.



**Figure I.3:** Définition des axes  $(x,y)$  et des coordonnées  $(r, \theta)$  au voisinage de l'extrémité d'une fissure

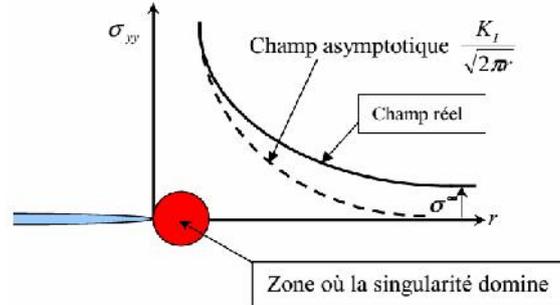
Au voisinage immédiat de l'extrémité de la fissure, les contraintes présentent une singularité en  $1/r$  (c'est à dire lorsque  $r \rightarrow 0$ , le produit  $r \cdot \sigma_{ij}$  tend vers une constante). Comme les termes d'ordre plus élevé  $r^{m/2}$  (avec  $m \geq 2$ ) de la relation (1.1) sont négligeables devant  $1/r$ , la zone la plus critique est bien le voisinage immédiat de l'extrémité de la fissure. Pour ces raisons, seuls les termes en  $1/r$  sont considérés. On dit que les champs de contraintes asymptotiques sont de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (1.2)$$

Considérons dans un premier temps une structure sollicitée dans le mode I seulement. Lorsque  $\theta = 0$ , c'est à dire lorsqu'on se place dans le plan de la fissure, les contraintes au voisinage immédiat et en aval de l'extrémité de la fissure, sont décrites, via la relation 1.2 par :

$$\sigma_{xx}(\theta=0) = \sigma_{yy}(\theta=0) = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (1.3)$$

Le plan (x, y) de la fissure est donc principal pour le mode I. La (figure 1.4) donne la représentation graphique de la fonction de  $\sigma_{ij}(r)$  à  $\theta = 0$ .



**Figure 1.4:** Distribution de la contrainte  $\sigma_{yy}$  pour  $\theta=0$  perpendiculaire au plan de fissuration

Le facteur d'intensité des contraintes (FIC), noté  $K_I$  en mode I définis par Irwin ([François et al. 1992](#)), est proportionnellement attachée à l'amplitude de la zone de singularité : autrement dit, le facteur d'intensité des contraintes et les contraintes augmentent proportionnellement. Il s'agit donc d'un procédé de caractérisation des conditions à l'extrémité de la fissure : lorsque le facteur d'intensité des contraintes est connu, les champs des contraintes, des déformations et des déplacements le sont aussi. Le facteur d'intensité des contraintes est l'un des concepts les plus importants de la mécanique linéaire de la rupture. Le mode I de sollicitation reste le plus dangereux dont la distribution des contraintes est donnée par l'équation 1.4.

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = \left( \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left[ 1 - \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_{yy} = \left( \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left[ 1 + \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_{xy} = \left( \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{3\theta}{2} \end{cases} \quad (1.4)$$

## II.2. Forme de la zone plastique

Jusqu'à présent, la zone plastique a été considérée uniquement dans la direction des X et pour simplification, elle est supposée de forme circulaire. Pour avoir une impression plus exacte de la forme de la zone plastique, il faut examiner les conditions d'endommagement pour des angles  $\theta$  différents de zéro (0). Pour ce, les deux critères de Von-Mises et Tresca sont souvent appliqués. Le critère de Tresca prédit que l'endommagement se produit lorsque  $\tau_{\max}$  dépasse  $\sigma_{\epsilon} / 2$ . Quant à celui de Von-Mises en forme de contraintes principales, il est donné par :

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2\sigma_{\epsilon}^2 \quad (1.5)$$

Avec

$$\begin{cases} \dagger_1 = \frac{K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \\ \dagger_2 = \frac{K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \right) \\ \dagger_3 = 0 \text{ ou } \dagger_3 = \frac{2 \cdot K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \end{cases} \quad (1.6)$$

Pour  $\theta = 0 \Rightarrow \dagger_1 = \dagger_2$  et agissent dans les directions X et Y.

En contrainte plane :  $\dagger_3 = 0$  et  $\dagger_{\max} = \frac{\dagger_1}{2}$

D'où, pour  $\theta = 0$ , la taille de la zone plastique, en contrainte plane, est la même pour les deux (02) critères (Tresca et Von-Mises).

L'application de ces deux critères, pour la détermination de la forme de la zone plastique, en fonction de  $\theta$ , donne ce qui suit :

- **Critère de Von-Mises**

Selon le critère de Von Mises, la forme de la zone plastique est donnée par :

Déformation plane :

$$\begin{cases} \left[ \frac{K_I^2}{2f r} \left[ \frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1 - 2 \cos \theta)^2 \cdot (1 + \cos \theta) \right] \right] = 2 \dagger_{\epsilon}^2 \\ \left[ d'où \quad r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4f \dagger_{\epsilon}^2} \left[ \frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1 - 2 \cos \theta)^2 \cdot (1 + \cos \theta) \right] \right] \end{cases} \quad (1.7)$$

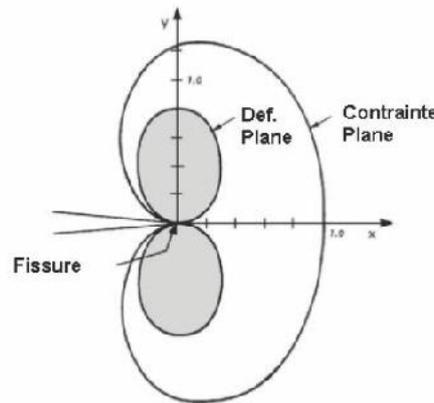
Contrainte plane :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{K_I^2}{2\pi r} \left[ 1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] = 2\sigma_\epsilon^2 \\ \text{d'où } r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_\epsilon^2} \left[ 1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] \end{array} \right. \quad (1.8)$$

**Remarque :** pour  $\nu = 0$ , on retrouve l'équation :  $r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2}$  de la contrainte plane.

La forme de la zone plastique tel que prédite par le critère de Von-Mises est illustrée par la figure ci-dessous (figure 1.5). Cette zone plastique est plus petite en déformation plane qu'en contrainte plane. Pour  $\nu = 0$  et  $\nu = 1/3$ , la différence est de facteur 5. Par conséquent, la correction de la zone plastique à partir de l'équation

$r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2}$  n'est pas adéquate en déformation plane.



**Figure 1.5 :** Zone plastique selon le critère de Von-Mises (Do, 2013)

- **Critère de Tresca**

Selon le critère de Tresca, la forme de la zone plastique est donnée par :

Contrainte plane :

$$\left\{ \begin{array}{l} \tau_{\max} = \frac{1}{2} \tau_1 \text{ avec } \tau_1 \leq \tau_\epsilon \\ \Rightarrow \frac{K_I}{2\sqrt{2f} r} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) = \frac{\tau_\epsilon}{2} \\ \text{d'où } r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2f \tau_\epsilon^2} \left[ \cos \frac{\theta}{2} + \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \right]^2 \end{array} \right. \quad (1.9)$$

Déformation plane :

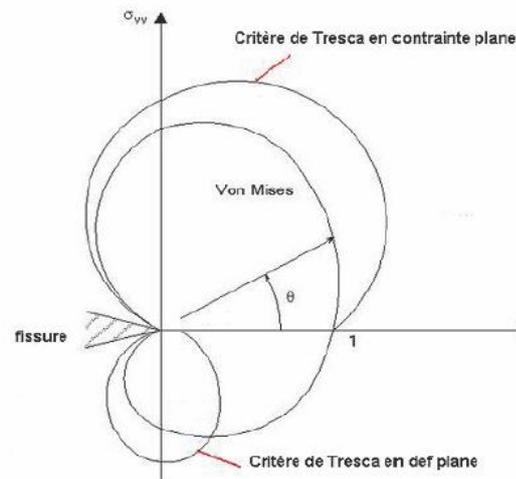
En déformation plane le critère de Tresca se base sur le critère de la contrainte maximale

$$\begin{cases} \tau_{\max} = \frac{1}{2}(\tau_1 + \tau_2) \\ \text{ou} \\ \tau_{\max} = \frac{1}{2}(\tau_1 - \tau_3) \end{cases} \quad (1.10)$$

Ainsi, le rayon de la zone plastique est de la forme :

$$r_p = \max \begin{cases} \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2} \cdot \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left(1 - 2\nu + \sin\frac{\theta}{2}\right) \\ \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2} \cdot \cos^2\frac{\theta}{2} \end{cases} \quad (1.11)$$

La forme de la zone plastique prédite par le critère de Tresca est illustrée par la figure ci-contre. Elle est un peu plus grande que celle selon Von-Mises. Elle est, aussi, un peu différente.



**Figure 1.6 : Zone plastique selon le critère de Tresca (Do, 2013)**

### III. MATERIAUX COMPOSITES ET REPARATION PAR PATCH

#### III.1 Définition

Un matériau composite est constitué de différentes phases nommées renforts et matrice, non miscibles on obtient un matériau hétérogène, en distingue deux types : les composites grandes diffusions (GD), Les principaux constituants de bases sont les résines polystères (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (de 99% des renforts utilisées) et représentent 95% des composites utilisés, et les composites haute performance (HP). Les matériaux composites à renfort fibre longue continue utilisés en aéronautique sont d'un coût élevé. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût, les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux.

#### III.2 Les composants

Un matériau composite est constitué d'une matrice et d'un renfort. Le renfort contient des fibres de natures différentes. Le renfort offre au matériau composite des performances mécaniques très améliorées d'une part. D'autre part, la matrice a pour fonction la transmission de sollicitations mécaniques aux fibres et protéger les fibres des agressions extérieures.

##### III.2.1. Les renforts (fibres)

Les fibres sont constituées par plusieurs centaines/de milliers de filaments de diamètres variant de 5 à 15 $\mu$ m. Elles se traitent sur machines textiles (mèches). La figure 1.7 présente les différentes familles de fibres appliquées industriellement On les commercialise essentiellement sous forme de :

- **Fibres courtes** : quelques centimètres ou millimètres, ce sont les feutres et les mats utilisés en moulage
- **Fibres longues** : coupées au moment de la fabrication du matériaux composite utilisées telles quelles ou bien tissées.

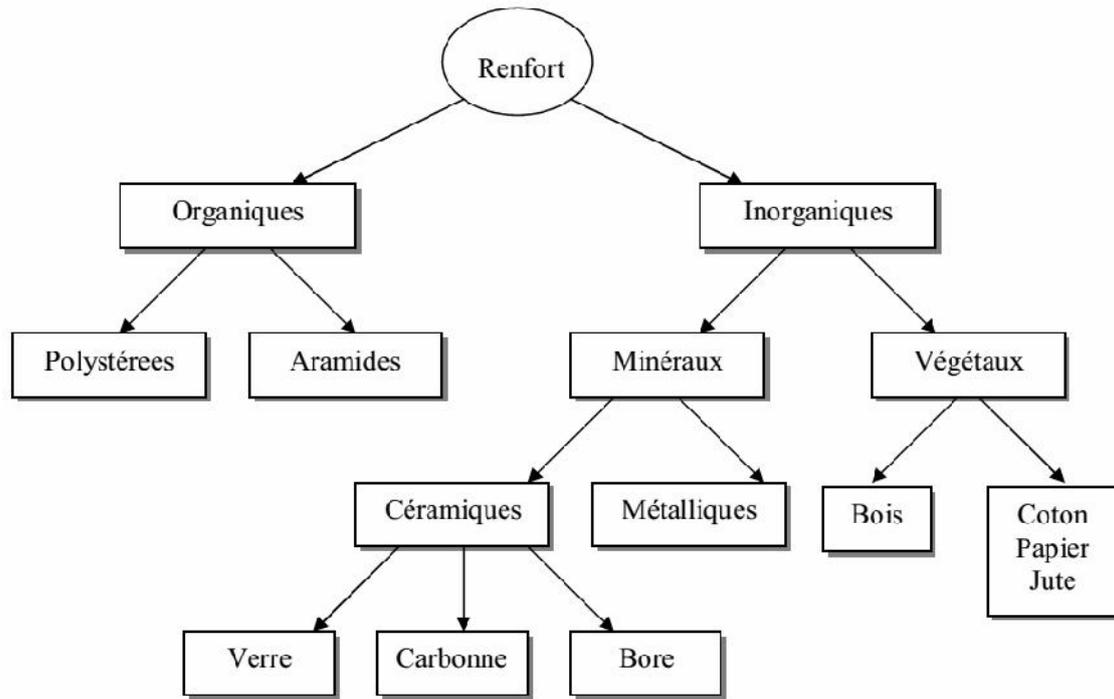


Figure 1.7 : Les différentes familles de Renfort.

### III.2.2 Les matrices

La matrice lie les fibres renfort, repartit les efforts, donne la forme voulue et apporte la tenue chimique de la structure. Les différents types de matrices utilisées pour la réalisation d'un patch composite sont donnés par la figure 1.8

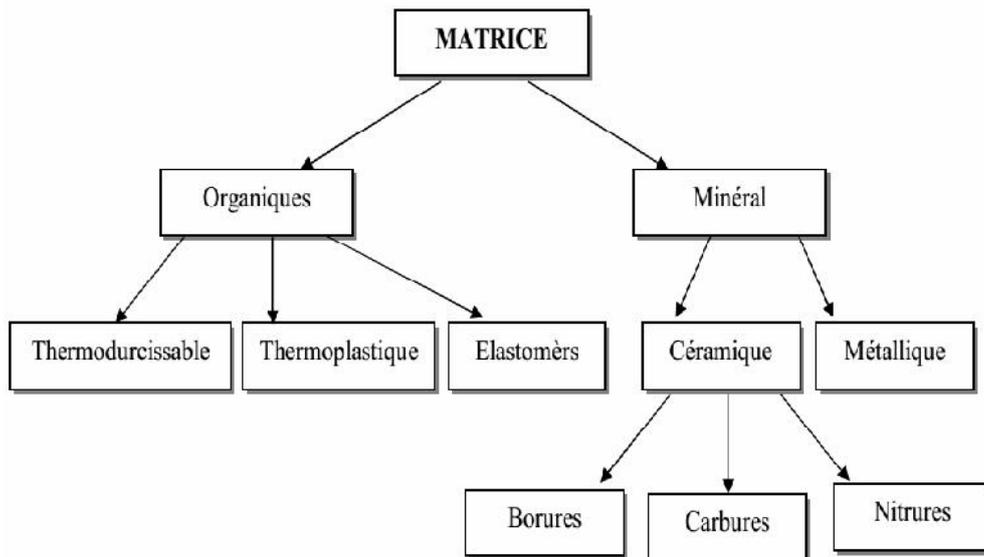


Figure 1.8 : Les différentes familles de la matrice.

### III.3 Avantages des matériaux composites

Actuellement les matériaux composites sont largement utilisés dans différentes structures. Ils présentent de meilleures propriétés mécaniques par rapport aux matériaux métalliques. Les principaux avantages des matériaux composites se résument ci-dessous :

- Grande résistance à la fatigue et au vieillissement sous l'effet de l'humidité et la chaleur.
- Résistance à la corrosion.

Absence des effets néfastes des produits chimiques comme les graisses, les huiles, les liquides hydrauliques, les peintures et les produits pétroliers.

### III.4 L'orientation des fibres

Un stratifié est constitué de l'empilement de deux ou plusieurs couches (appelées également plis) entreposés successivement, et se comportent comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres de faible section imprégnées de résine, elle est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à  $0^\circ$ ). La séquence d'empilement du stratifié, désigne le nombre et l'orientation des couches successives en parcourant le stratifié d'une face à l'autre. Ainsi, un stratifié est dit unidirectionnel si, l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire, toutes les fibres sont alignées selon une seule direction. 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] (Figure 1.9 ). Le choix de l'empilement, et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. On pourra avoir des stratifiés de type :

- Équilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction  $+\theta$  que de couches orientées suivant la direction  $-\theta$ .
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen, ayant la même orientation des fibres.

- Antisymétrique : stratifié comportant des couches ayant des orientations de fibres opposées
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à  $0^\circ$  que de couches à  $90^\circ$ .

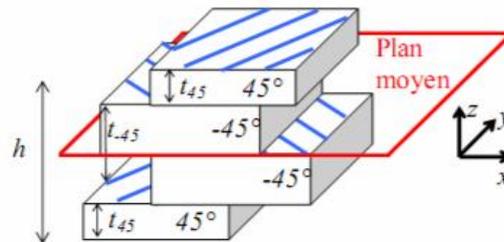


Figure 1.9 : Orientation des fibres (Achour, 2011)

### III.5. La réparation des structures endommagées par matériaux composites

Actuellement des techniques de réparation des structures endommagées sont développées afin de réduire la vitesse de propagation de la fissure, augmenter la durée de vie de la structure. Les techniques les plus utilisées sont les assemblages d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la région fissurée (Figure 1.10).

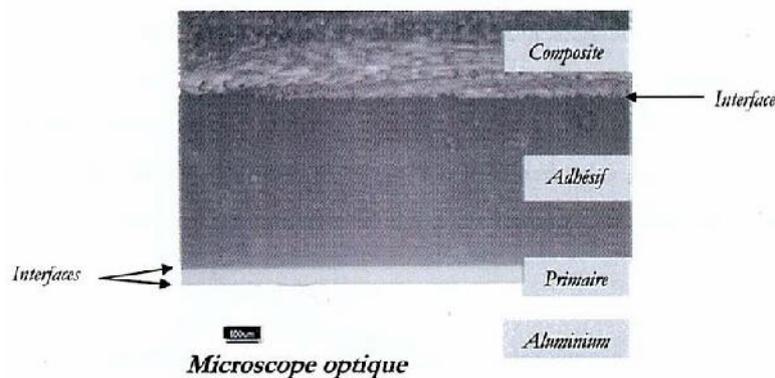
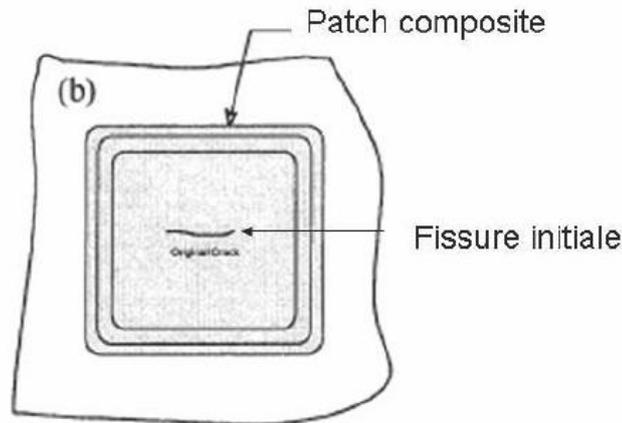


Figure 1.10 : Vue en coupe d'un assemblage structural (Foule & Alcorta, 2008)

#### III.5.1 La réparation par patch composite collé

Pour la réparation, on applique d'abord une couche mince de résine époxyde sur toute la zone à réparer. Il est important que la première couche de résine pénètre dans toutes les fissures et les moindres interstices. On chauffe légèrement avec un sèche-

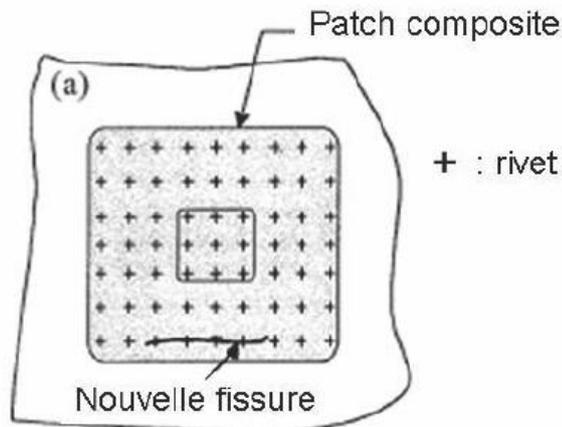
cheveux pour rendre la résine aussi liquide que de l'eau pour qu'elle pénètre plus facilement. Ensuite on dépose la pièce rapportée (patch) sur la zone à réparer (Figure 1.11).



**Figure 1.11** : La réparation par patch composite collé (**Baker, 1984**)

### **III.5.2. Réparation par patch riveté**

La figure 1.12 montre une réparation sur un fuselage qui contenait une fissure par patch riveté. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.



**Figure 1.12** : Réparation par patch composite riveté (**Baker, 1984**)

**III.6. Quelques applications du patch dans le secteur aéronautique**

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

**Tableau 1.2 :** Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF (Baker, 1984)

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

Chapitre II:



# **ETAT DE L'ART**



## I. 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 on présente une synthèse des travaux sur l'effet du patch composite sur le comportement en rupture des structures réparées.

## II. APPLICATION DU PATCH EN AERONAUTIQUE

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.

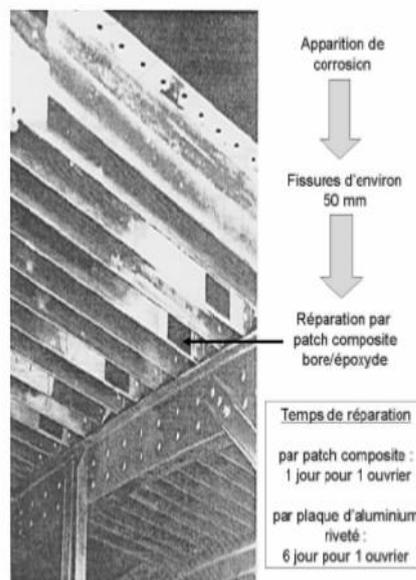


Figure 2.1 : Réparation sur un avion Hercules d'après (Baker & Jones, 1988)

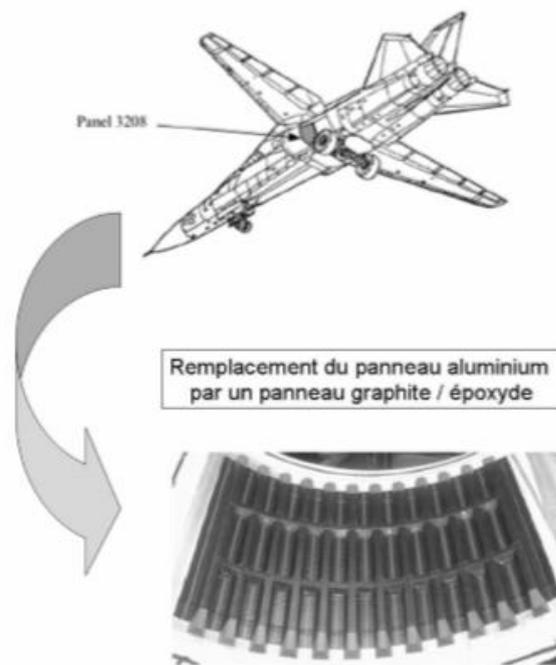


Figure 2.2 : Exemple de réparation sur un avion F111 (Baker & Jones, 1988)

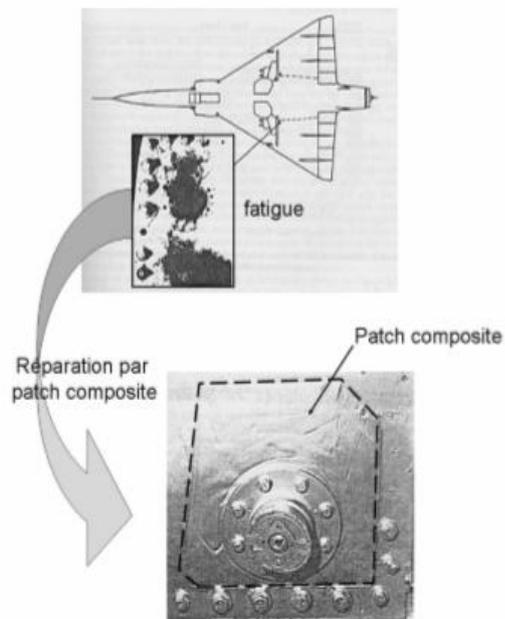


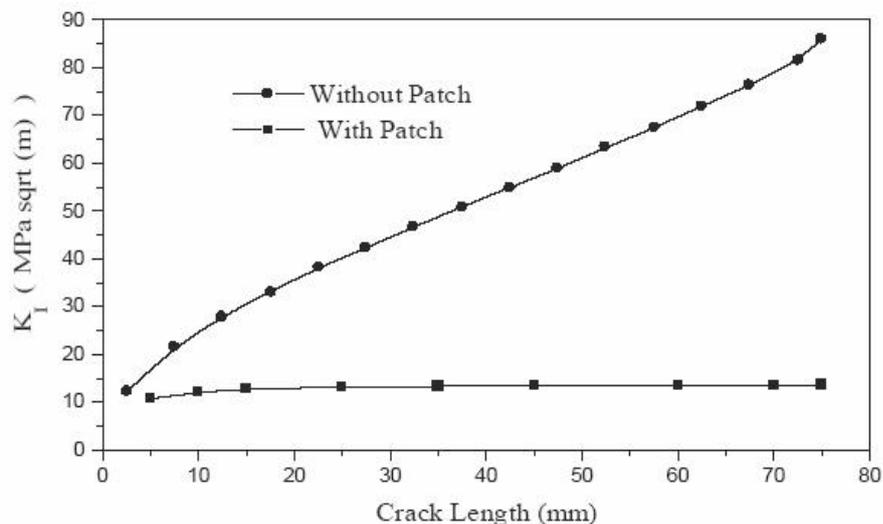
Figure 2.3 : Exemple de réparation sur un avion Mirage (Baker & Jones, 1988)

### III. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES

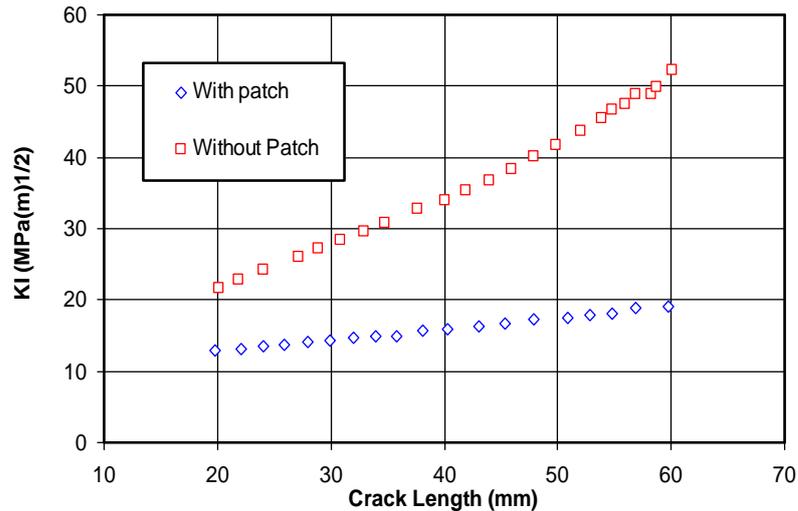
#### III.1 Effets de la réparation par patch

L'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch a été étudiée par plusieurs

chercheurs ([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 2.5) comparativement par rapport au cas de la structure non réparée (Epreuve M(T)). Le taux de réduction est évalué à 33%.

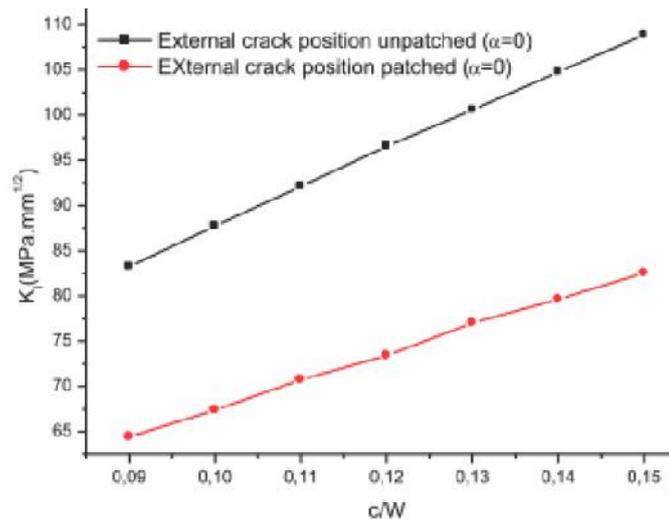


**Figure 2.4** : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy ([Bachir Bouiadjra et al, 2002](#))



**Figure 2.5 :** Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch (Fabrizio Ricci et al. 2011)

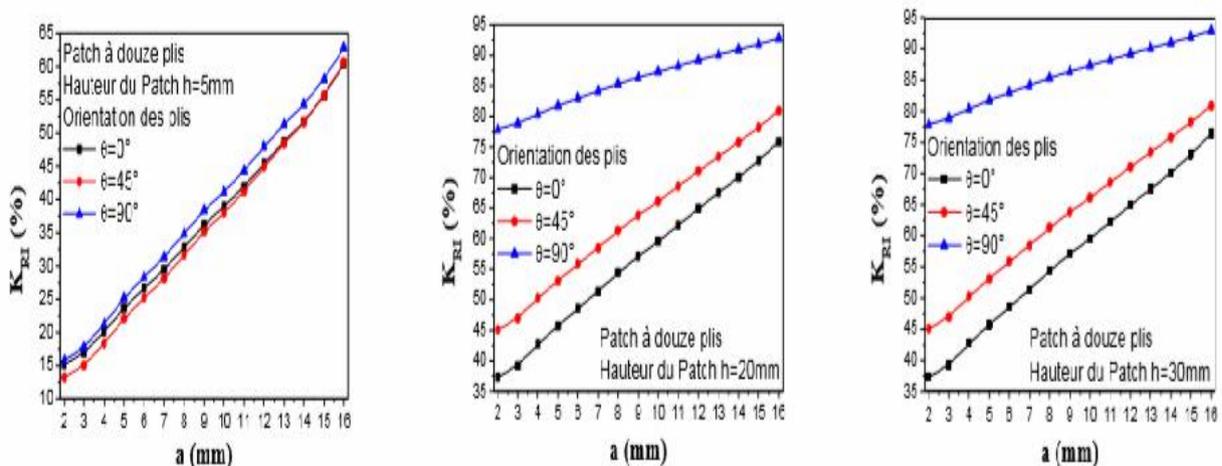
La réparation par Boron/Epoxy d'une plaque en alliage d'aluminium a fait l'objet d'une étude numérique sous environnement ANSYS par Boulanouar et al. (Boulanouar et al. 2013). Le taux de réduction est de l'ordre de 22% (figure 2.6). Récemment, l'analyse de rupture d'une plaque réparée par patch composite et patch métallique conduite par Saeed (Saeed, 2017) montre que le facteur d'intensité de la plaque réparée est affecté par le patch composite.



**Figure 2.6 :** Variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport "c/W" pour une position externe en front de fissure réparé et non réparé (Boulanouar et al. 2013)

### III.2 Effet de la géométrie du patch

Il est important de choisir les paramètres géométriques appropriés du patch, qui détermine les propriétés mécaniques de la structure réparée, pour cela plusieurs études ont été menées sur l'effet de la géométrie du patch. L'étude menée par Beloufa et al. (Beloufa et al. 2015) montre l'effet de la hauteur du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) (Figure 2.7). Pour un patch de renforcement d'une hauteur  $h=5\text{mm}$  et une épaisseur de 0.127 mm de douze plis, la réduction du FIC augmente linéairement avec l'augmentation de la longueur de la fissure. On note une réduction de 65% sur le FIC. Le facteur FIC atteint 82% pour une hauteur de 40 mm.



**Figure 2.7** : Evaluation de la réduction de Facteur d'intensité de contrainte FIC en fonction de la taille de la fissure  $a$  pour différentes hauteurs du patch (Beloufa et al. 2015)

L'étude numérique par éléments finis conduite par Bachir Boudjra (Bachir Bouiadjra et al, 2002) a montré que l'augmentation de l'épaisseur du patch a diminué la valeur du facteur d'intensité de contrainte où une augmentation de 50% de l'épaisseur a fait réduire le facteur d'intensité de contrainte de 40 à 50% (Figure 2.8). L'augmentation de l'épaisseur du patch a permis d'améliorer les performances de la structure en alliage d'aluminium réparée. Le même constat a été reporté par Ouinas (Ouinas et al. 2005) sur l'effet de la réparation par patch en Boron/Epoxy d'une plaque en alliage d'aluminium pour des épaisseurs de patch variant de 0.6 à 2.5 mm (Figure 2.9). La diminution du facteur d'intensité de contrainte varie de 30 à 45%.

Dans une étude récente, l'analyse expérimentale effectuée par Maleki et Chakherlou (Maleki, 2017), l'application de la réparation par patch d'une éprouvette SENT en alliage 2024 T3 a offert une bonne amélioration .

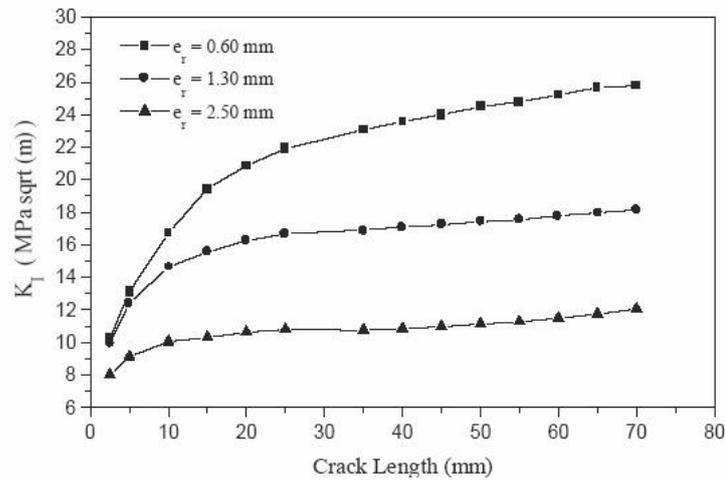


Figure 2.8 : Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I (Bachir Bouiadjra et al, 2002)

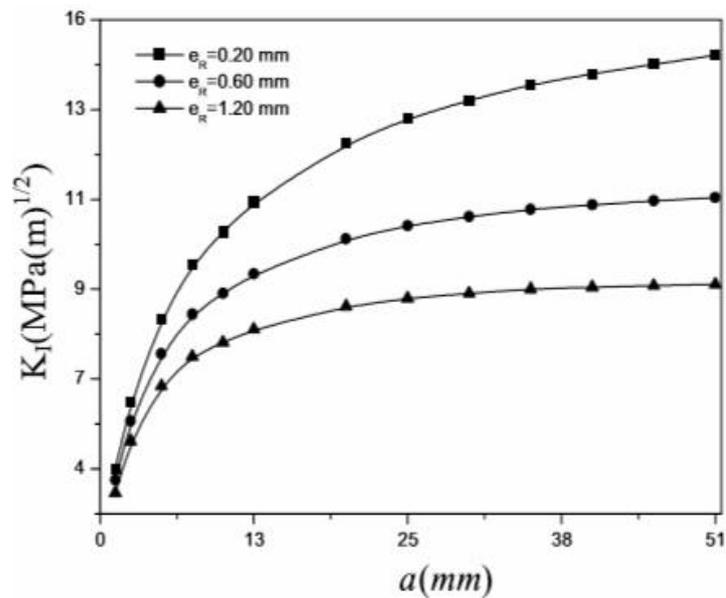
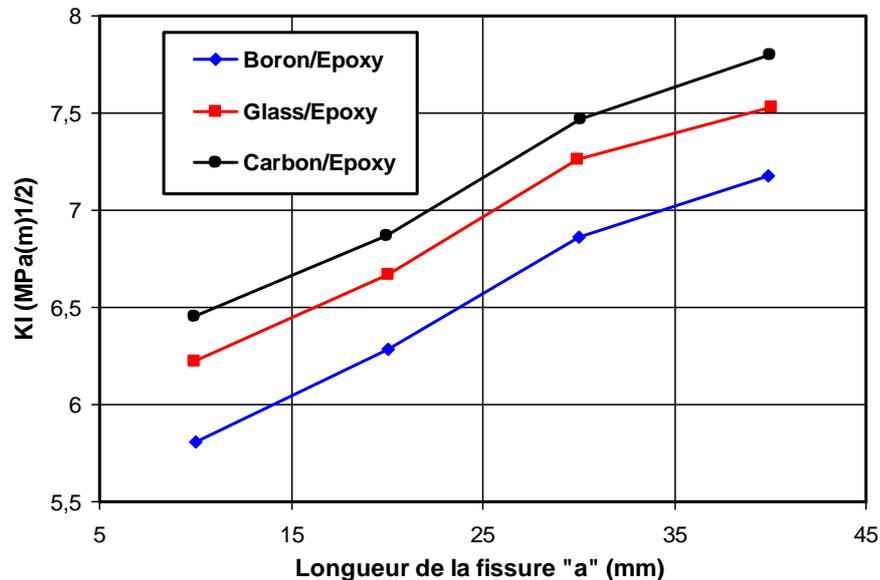


Figure 2.9 : Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC (Ouinass et al. 2005)

### III.3. Effets du matériau du patch et forme du patch

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

L'investigation numérique menée par Khodja et Maouel ([Khodja et Maouel 2013](#)) a mis en évidence l'effet de la nature du matériau du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contraintes (FIC) d'une plaque fissurée en alliage d'aluminium 2024 T3. La plaque a été réparée par différents patches à savoir le Boron/Epoxy, Glass/Epoxy et le Carbon/Epoxy de forme rectangulaire. Les résultats donnés par la figure 2.10 montre la bonne amélioration de la résistance à la rupture de la plaque réparée par Boron/Epoxy comparativement aux autres types de patches (Carbon/Epoxy et Glass/Epoxy).



**Figure 2.10** : Effet de la nature du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte ([Khodja et Maouel 2013](#)).

La forme géométrique du patch présente un autre paramètre qui peut influencer la résistance à la rupture. En effet, l'étude numérique menée par Mhamdia et al. ([Mhamdia et al. 2012](#)) montre une faible variation du facteur d'intensité de contrainte entre une plaque réparée par patch elliptique et patch circulaire. La variation maximale est de l'ordre de "0.5 MPa $\sqrt{m}$ " (figure 2.11)

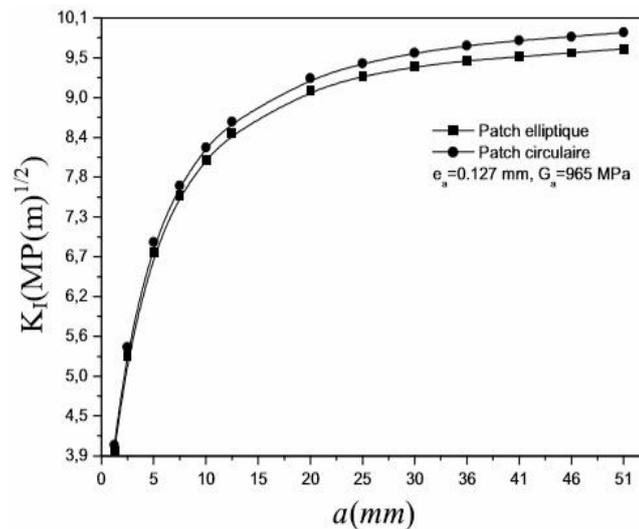


Figure 2.11 : Influence de la forme du patch sur le FIC (Mhamdia et al. 2012)

Récemment, l'analyse par élément finis 3D conduite par Besseghier et al. (Besseghier et al, 2017) a montré que la forme elliptique et circulaire offre de meilleures performances de résistance à la rupture caractérisé par le paramètre d'efficacité "R" de patch comparativement aux formes octogonal, carrée et rectangulaire (Figure 2.12). L'étude comparative entre deux types de géométrie de patch en Boron/Epoxy collé sur une plaque M(T) fissuré en alliage 2024 T3 (Figure 2.13) montre que le patch sous forme de double flèche présente de meilleurs performance par rapport au patch rectangulaire (Mhamdia et al. 2012).

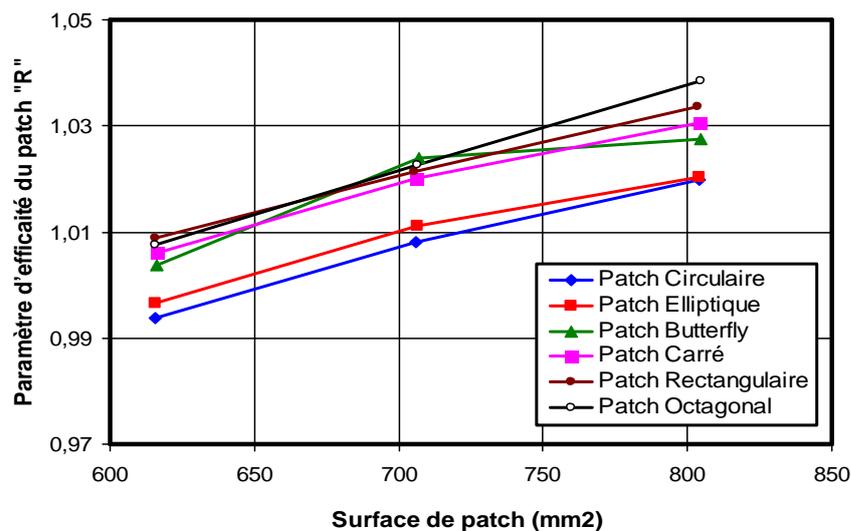
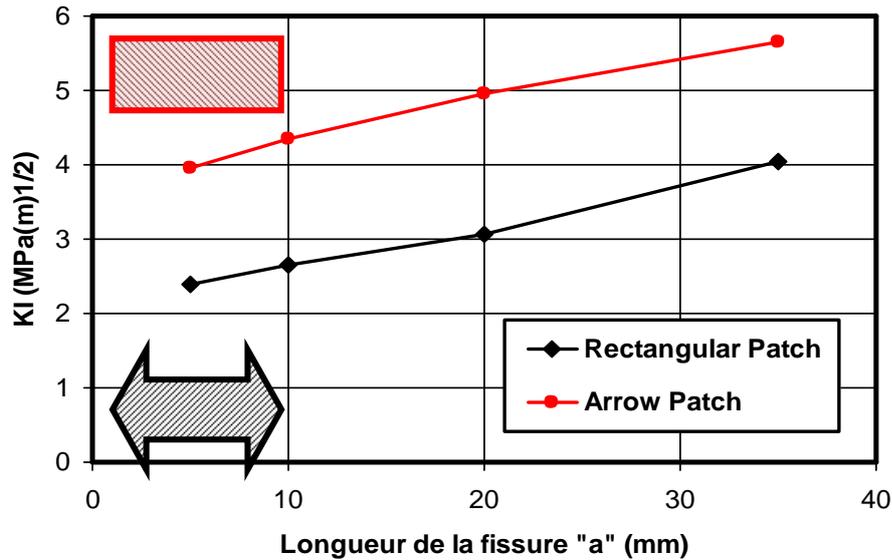


Figure 2.12 : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch (Besseghier et al, 2017)



**Figure 2.13** : Effet de la forme du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte (Mhamdia et al. 2012)

#### III.4. Influence des paramètres de l'adhésif

Afin d'avoir un bon transfert de charges du matériau réparé au patch composite, il est nécessaire d'optimiser l'épaisseur et faire un bon choix sur la nature de l'adhésive appliquée. L'effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC d'une plaque réparée par patch a été étudié numériquement par (Bachir Bouiadja et al, 2002) où il montré l'effet bénéfique de la réduction de l'épaisseur de l'adhésive (figure 2.18). De même, l'étude menée par Amiri et al. (Amiri et al., 2009) a montré que l'évolution du facteur d'intensité de contrainte "K" dépend aussi de l'épaisseur de l'adhésive et du module de cisaillement. Afin d'obtenir un meilleur transfert de charge il a minimisé l'épaisseur de l'adhésive où l'on remarque sur la figure 2.19 l'effet de l'épaisseur de l'adhésive "ea" sur l'évolution du FIC (Amiri et al., 2009) pour différentes fissures initiales. De même l'effet du type d'adhésive caractérisé par le module de cisaillement a été mis en évidence sur la variation du FIC où le meilleur transfert est assuré pour un module de cisaillement important (Amiri et al., 2009). Des études numériques (Liao et al. 2013) ont montré que la limite de rupture d'une structure réparée par patch a été augmentée par réduction de l'épaisseur de l'adhésive. Ce résultat est confirmé par Zhang et al. (Zhang et al., 2011) dans le cas d'éprouvettes réparées soumises à des charges en traction ou en flexion.

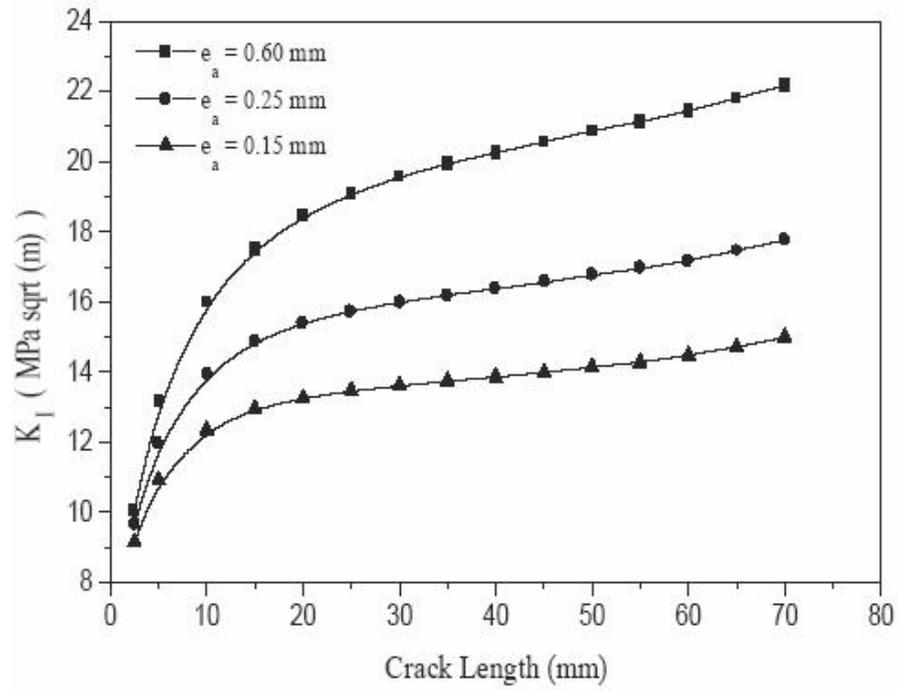


Figure 2.18 : Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC (Bachir Bouiadjra et al, 2002)

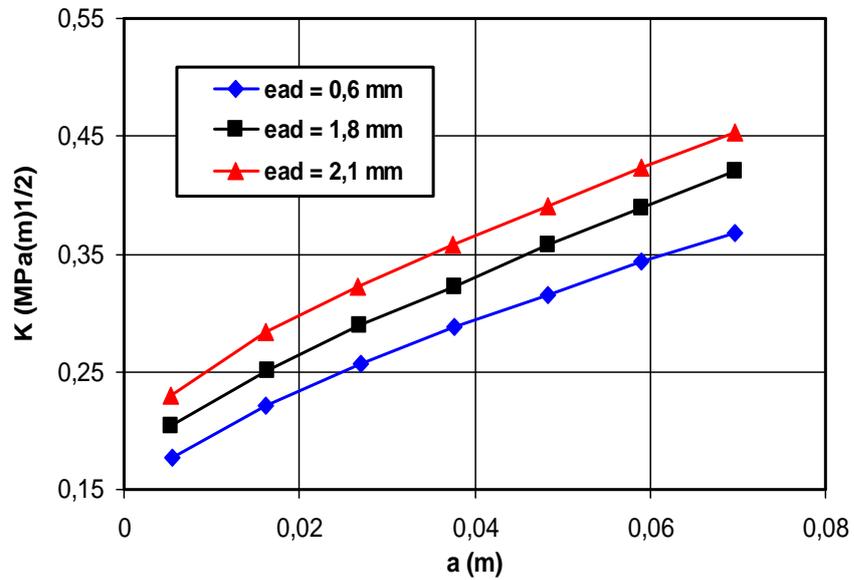


Figure 2.19 : Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC (Amiri et al., 2009)

### **III.5 Résumé**

Les principaux résultats des études menées par les différents chercheurs sur les effets de réparation par patchs composites ont été présentés dans cet état de l'art. Il ressort de ces travaux les conclusions suivantes :

- La réparation par patch composite offre une amélioration significative de la résistance à la rupture à travers l'évaluation du facteur d'intensité de contrainte.
- Les paramètres géométriques du patch composite jouent un rôle primordial sur l'efficacité de réparation par patch. L'augmentation de l'épaisseur de 50 à 75% fait réduire le facteur d'intensité de contrainte de 30 à 50%. De même, la forme du patch joue un rôle non négligeable. La forme rectangulaire reste la plus appliquée sur le plan expérimental et industriel.
- La réduction du facteur d'intensité de contrainte dépend fortement de la nature du matériau du patch. Le Boron/Epoxy présente de meilleure performance de résistance à la rupture comparativement par rapport à d'autres types de patch composite.
- Le rôle important de l'adhésive impose un choix judicieux de sa nature et de son épaisseur dans le but d'assurer un bon transfert de charges.

*Chapitre III :*



**ANALYSE DE LA RUPTURE  
STRUCTURES REPAREES  
PAR PATCH**



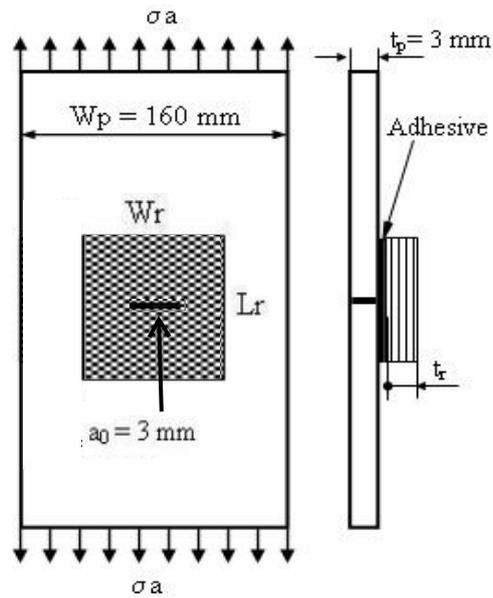
### I.I INTRODUCTION

La réparation par patch composite est largement utilisée pour prolonger la durée de vie des structures métalliques fissurées. Cette technique s'impose à présent comme une solution très efficace et avantageuse. Dans ce chapitre, la méthode des éléments finis est utilisée pour évaluer le facteur d'intensité de contrainte (FIC) sous l'effet de réparation par patch d'une plaque M(T) en alliage d'aluminium fissurée. Le patch est collé avec une couche adhésive sur la partie endommagée. La plaque est soumise au mode de chargement par ouverture (Mode I). Les effets de l'épaisseur de la couche adhésive, de l'épaisseur du patch, de la dimension du patch et de la nature du matériau du patch ont été étudiés sur l'évaluation du facteur d'intensité de contrainte. De plus, l'approche appliquée pour notre étude numérique est validé par des résultats expérimentaux, analytique et numérique sur une éprouvette de type M(T)

### II. MODELE GEOMETRIQUE & PROPRIETES MECANQUES DES MATERIAUX

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette fissurée en alliage aluminium réparée par patch sont présentées sur la figure 3.1. L'épaisseur nominale de la plaque « $t_p$ » est de 3 mm, la longueur « $L_p$ » est de 320 mm et la largeur « $W_p$ » est de 160 mm. Au bord de chaque éprouvette, il y a présence d'une fissure latérale initiale de longueur " $a_0 = 3$  mm".

Un patch composite est collé sur la zone endommagée de la plaque, avec une épaisseur  $t_r = 2$  mm, une longueur effective  $L_r = 80$  mm et une largeur  $W_r = 80$  mm. Le matériau utilisé dans cette étude est l'alliage d'aluminium 2024-T351. Les propriétés mécaniques de l'alliage sont données sur le tableau 3.1. La réparation par patch est faite par Boron/Epoxy et Graphite/Epoxy (Tableau 3.2). Les adhésives de collages appliqués sont MB1113, FM73 et 3MAF163-2K (Tableau 3.3). La plaque considérée est sollicitée en traction uni-axiale dans la direction en mode d'ouverture (Mode I) sous la contrainte maximale  $\sigma_{Max} = 100$  MPa. Vu la symétrie géométrique, matériaux et de charge la moitié de l'éprouvette est modélisée.



**Figure 3.1 :** Modèle géométrique d'une plaque M(T) réparée par composite patch

**Tableau 3.1 :** Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium.

$\sigma_e$ (MPa)	E (GPa)	$K_C$ (MPa $\sqrt{m}$ )	$K_{CI}$ (MPa $\sqrt{m}$ )
372.32	73.08	72.74	37.36

**Tableau 3.2 :** Propriétés mécaniques des patchs

	Boron/Epoxy	Graphite/Epoxy
<b>E11 (GPa)</b>	208	134
<b>E22 (GPa)</b>	25.4	10.3
<b>E33 (GPa)</b>	25.4	10.3
<b>G12 (GPa)</b>	7.2	5.5
<b>G13 (GPa)</b>	7.2	5.5
<b>G23 (GPa)</b>	4.9	3.2
<b><math>\nu_{12}</math></b>	0.1677	0.33
<b><math>\nu_{13}</math></b>	0.1677	0.33
<b><math>\nu_{23}</math></b>	0.035	0.33

**Tableau 3.3** : Les propriétés mécaniques d'adhésives

	MB1113	FM73	3MAF163-2K
<b>G<sub>a</sub>(GPa)</b>	0.8487	0.42	1.1
<b>ν<sub>13</sub></b>	0.394	0.3	-

### III. MODELISATION ANALYTIQUE

Le modèle analytique de Rose ([Rose 1981, 1982](#)) est utilisé pour calculer le facteur d'intensité de contrainte en mode I d'une éprouvette réparée par patch composite.

$$K_R = Y \cdot \frac{\dagger_o}{\sqrt{K}} \quad (3.1)$$

Avec

Y : facteur géométrique représente la réparation d'une fissure.

$\sigma_o$  : Contrainte nominale d'une plaque réparée non fissurée.

$$\dagger_o = \frac{U\dagger}{I+S} \quad (3.2)$$

Où

$$S = \frac{E_r \cdot t_r}{E_p \cdot t_p} \quad (3.3)$$

$$K = \frac{s \cdot S}{(I+S) \cdot (I - \epsilon_p)} \quad (3.4)$$

$\beta$  : Longueur de transfert de contrainte de cisaillement dans un joint collé.

$$S = \left[ \frac{G_a}{t_a} \left( \frac{I}{E_p \cdot t_p} + \frac{I}{E_r \cdot t_r} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.5)$$

#### **IV. MODELISATION PAR ELEMENTS FINIS**

Les facteurs d'intensité de contrainte (FIC) sont déterminés numériquement en appliquant la méthode des éléments finis. Dans le cadre de cette étude, le logiciel utilisé est le code de calcul ABAQUS version 6.17.

Suivant une syntaxe précise, le module ABAQUS.CAE, permet de générer l'ensemble des opérations liées à la modélisation, selon l'organigramme illustré par la figure 3.2 et 3.3.



Figure 3.2 *Organigramme de simulation*

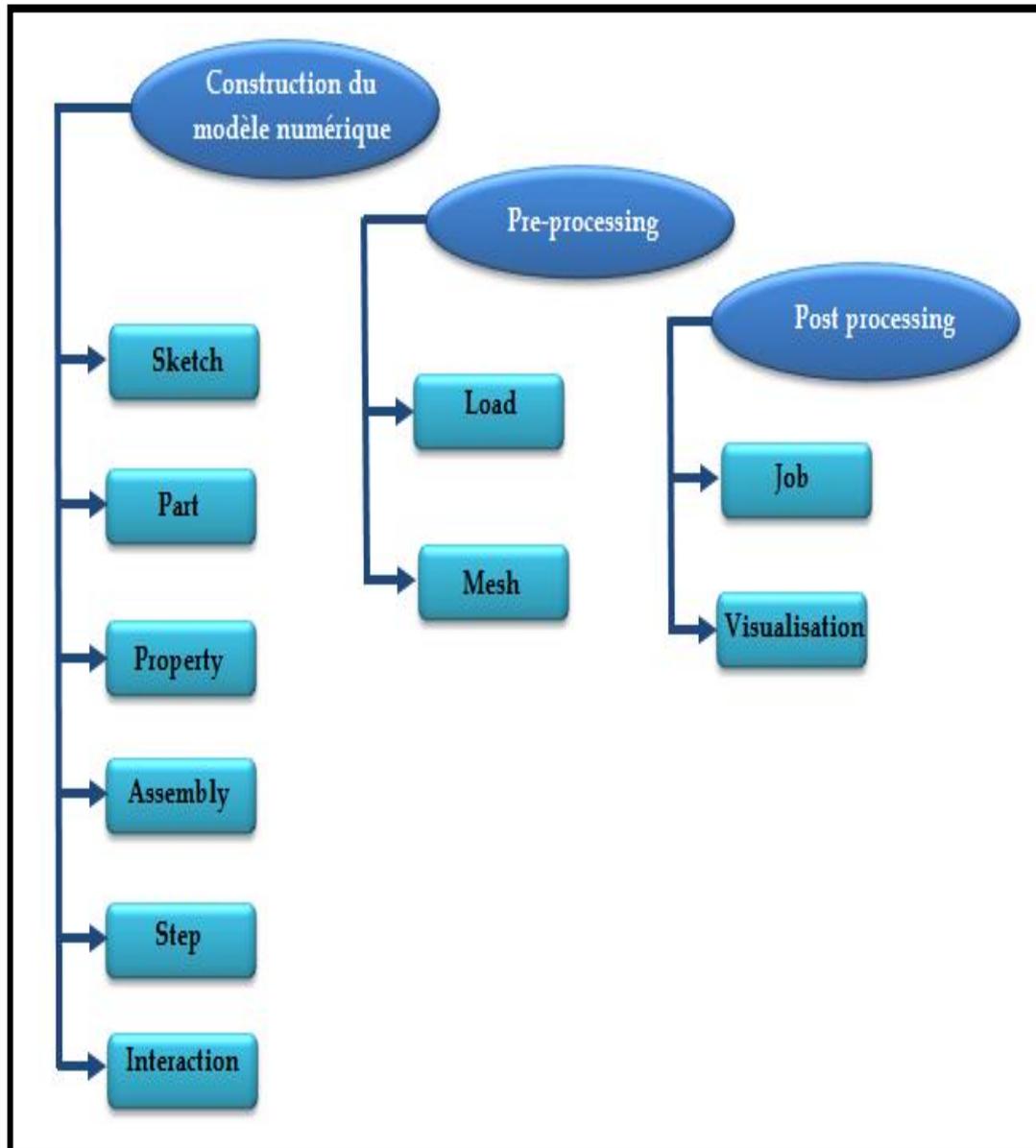


Figure. 3.3 *Organigramme : ABAQUS CAE*

- Les huit premiers sous modules servent à définir le problème mécanique à simuler
- Le module job est celui qui gère le passage du calcul de simulation. Enfin le dernier module regroupe tout ce qui concerne l'exploitation des résultats sous forme de diverses visualisations.

Le maillage utilisé dans notre cas est un élément brique à huit nœuds (Quadrilatère) linéaire, 3D complètement intégré (C3D8) ou avec une intégration réduite (C3D8R) (Figure 3.4). Nous avons procédé au raffinement du maillage dans la zone de la réparation.

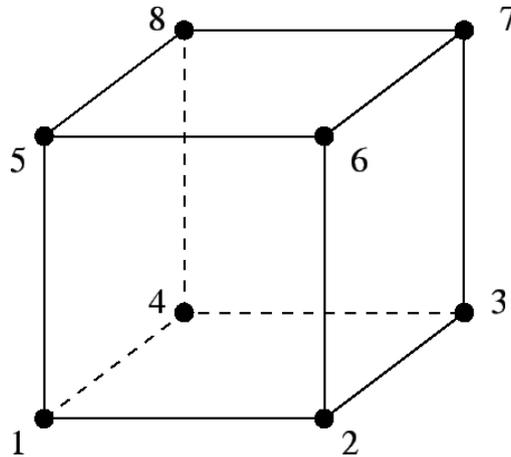
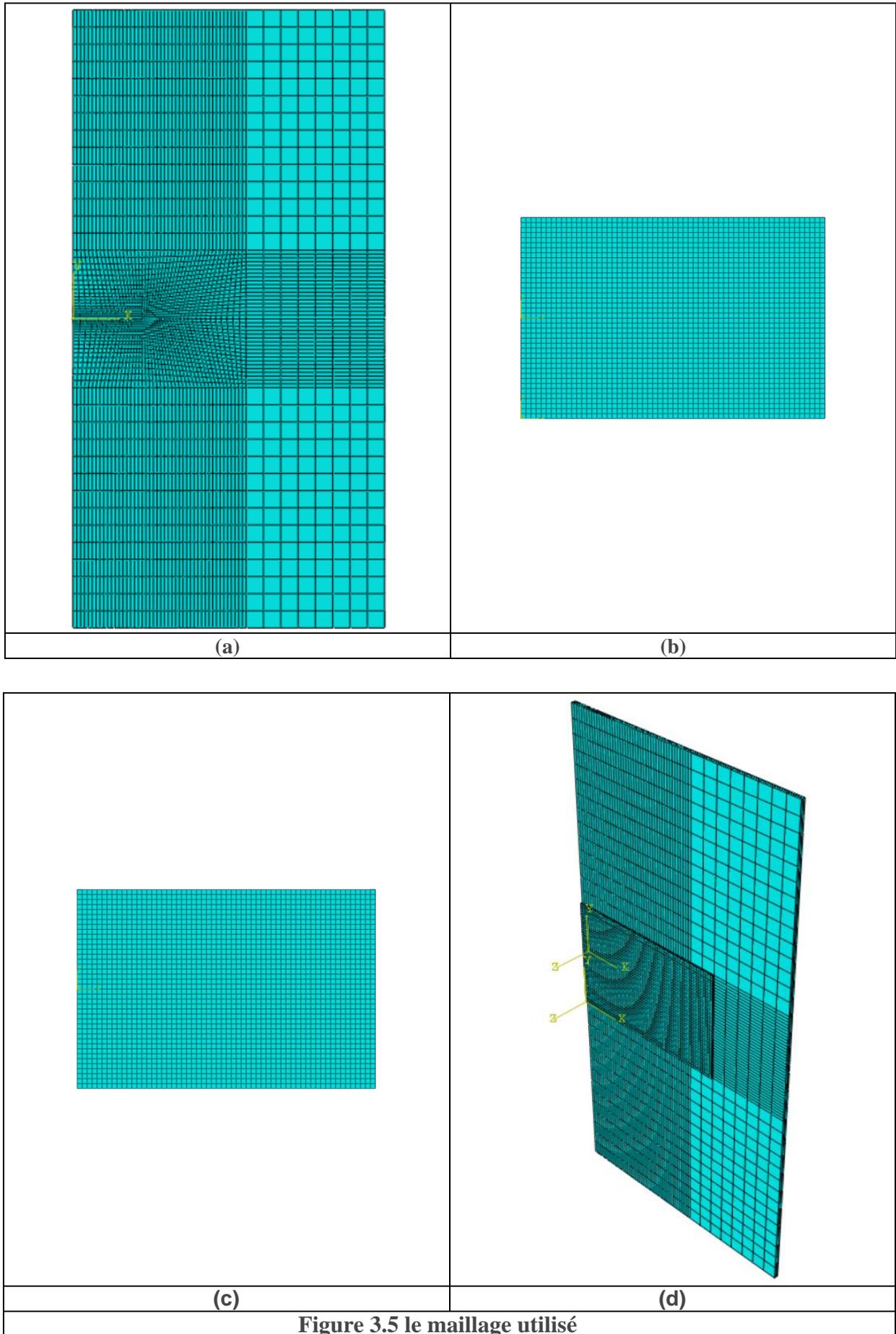


Figure 3.4: Élément Quadrilatère

La plaque, le patch et l'adhésif sont considérés comme des structures tridimensionnelles. Cette analyse permet de voir les phénomènes qui se manifestent suivant les épaisseurs de la plaque, du patch et même de l'adhésif.

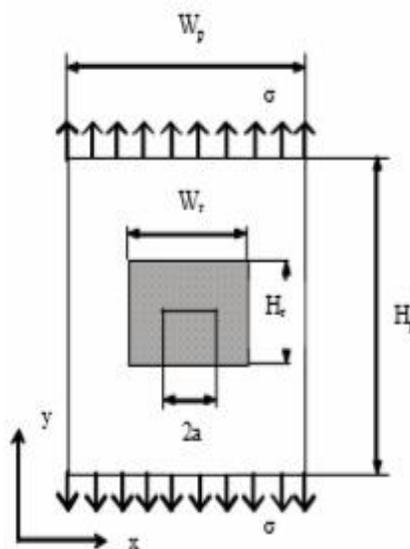
L'adhésif et la plaque sont supposés homogènes, élastiques linéaires et isotropes. Le patch est un matériau composite orthotrope formé par deux couches. Les liaisons entre plaque, adhésif et patch sont complètes. La figure 3.5 montre le maillage utilisé pour la plaque (a), le patch (b), l'adhésif (c) et l'ensemble (d).



## V. VALIDATION DES RESULTATS NUMERIQUES

Afin de valider nos résultats numérique du calcul du facteur d'intensité de contrainte, on s'est basé sur l'étude conduite par Ricci et al. (Ricci 2011) sous l'environnement du code élément finis" FRANC2DL". Ricci et al (Ricci 2011) ont présenté des études numériques, analytiques et expérimentales de l'effet de la réparation par patch sur le facteur d'intensité de contrainte.

Le modèle géométrique est une plaque de type M(T) en alliage d'aluminium 6061–T6 réparée par patch ayant une fissure centrale  $2a$  ( $2a=40\text{mm}$ ) (figure 3.6). La plaque est soumise à un chargement uniaxial en mode I d'une valeur de  $81.75\text{MPa}$ . Les dimensions de la plaque sont  $W_p=180\text{mm}$ ,  $H_p=180\text{mm}$  et une épaisseur  $e_p=1.5\text{ mm}$ . Le patch appliqué est en Carbon/Epoxy collé avec une couche d'adhésive d'épaisseur  $e_a= 0.1\text{mm}$ . Les tableaux 3.4, 3.5 et 3.6 montrent respectivement les propriétés mécaniques de l'alliage d'aluminium, des matériaux de réparation (patch) et des adhésives.



**Figure3.6** : Modèle géométrique (Ricci 2011)

**Tableau 3.4:** Les propriétés mécaniques de l'alliage 6061-T6 (Ricci 2011)

$E_r$ [GPa]	$G_r$ [GPa]	$\nu_r$	$\sigma_s$ [MPa]	$K_{IC}$ [MPa $\sqrt{m}$ ]
68.0	26.20	0.33	276	28.57

**Tableau 3.5 : Propriétés mécaniques du patch (Ricci 2011)**

	Type 1	Type2
$E_r$ [GPa]	18.00	12.73
$G_r$ [GPa]	34.90	24.76
$\nu_r$	0.68	0.7
Orientation des plis	[45/-45]	[(45)] Fabriqué
$t_r$ [mm]	0.6	0.3

**Tableau 3.6 : Les propriétés mécaniques des adhésives appliquées (Ricci 2011)**

	Loctile Hysol EA95	Cytel FM73	AF163-2K
$E_r$ [GPa]	2.48	1.43	1.10
$G_r$ [GPa]	0.905	0.53	0.44
$\nu_r$	0.37	0.35	0.34
$t_r$ [mm]	0.1	0.1	0.1

Les tableaux 3.7, 3.8 et 3.9 montre respectivement la comparaison des résultats numériques obtenus par rapports aux résultats numériques, analytiques et expérimentaux de l'étude de Ricci et al. (Ricci 2011). D'après la comparaison par rapport aux résultats numériques de Ricci et al. (Tableau 3.7), on remarque que la configuration matériel de patch de réparation de type 1 offre des résultats proches, contrairement à la configuration de type 2. Pour le type 1 sous différents type d'adhésive, la différence en pourcentage varie de 1.3% à 1.9%. On note pour le type 2 de patch une différence variant de 9.7 à environ 12%.

L'analyse comparative des résultats numériques par rapport aux résultats analytique (Ricci 2011) montre que les résultats sont comparables. Le pourcentage de différence pour les deux types de patch varie de 1.2 à 6% environ sauf pour le cas de réparation de type "Patch type2+ad.EA95" où le pourcentage avoisine le 14%. La comparaison

### Chapitre III : Analyse de la rupture des structures réparées par patch

des résultats numériques par rapport aux résultats expérimentaux s'est limitée à quatre essais. Les résultats sont aussi comparable où le pourcentage de différence varie de 0.8 % à 9.7%. On note que les deux derniers cas expérimentaux donnent des valeurs différentes (dispersions expérimentales) malgré l'application du même type de réparation " Patch type2+ad.AF163-2K".

**Tableau 3.7:** Comparaison des résultats numériques/numériques du FIC

Plaques réparée	$K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM) (Ricci 2011)	$K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM-actuelle)	Différence (%)
Patch type1+ad.EA95	12.51	12.76	1.9
Patch type1+ad.FM73	13.87	14.12	1.7
Patch type1+ad.AF163-2K	14.35	14.54	1.3
Patch type2+ad.EA95	14.98	13.39	-11.8
Patch type2+ad.FM73	16.43	14.97	-9.7
Patch type2+ad.AF163-2K	16.94	15.34	-10.4

**Tableau 3.8:** Comparaison des résultats analytiques/numériques du FIC

Plaques réparée	$K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (Analytique) (Ricci 2011)	$K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM-actuelle)	Différence (%)
Patch type1+ad.EA95	12.92	12.76	-1.2
Patch type1+ad.FM73	13.46	14.12	4.6
Patch type1+ad.AF163-2K	13.67	14.54	5.9
Patch type2+ad.EA95	15.23	13.39	-13.7
Patch type2+ad.FM73	15.59	14.97	-4.1
Patch type2+ad.AF163-2K	15.75	15.34	-2.6

**Tableau 3.9:** Comparaison des résultats expérimentaux/numériques du FIC

Plaques réparées	$K_R$ MPa $\sqrt{m}$ (Expérimentale) (Ricci 2011)	$K_R$ MPa $\sqrt{m}$ (FEM-actuelle)	Différence (%)
Patch type1+ad.EA95	13.61	12.76	-6.6
Patch type2+ad.FM73	14.85	14.97	0.8
Patch type2+ad.AF163-2K	15.11	15.34	1.4
Patch type2+ad.AF163-2K	16.83	15.34	-9.7

## VI. RESULTATS & DISCUSSION

### VI.1. Effet de la réparation par patch sur le facteur d'intensité de contrainte

Sous l'application d'un chargement repartie extérieur (figure 3.1), le facteur d'intensité de contrainte est affecté par la longueur de la fissure. Figure 3.7 illustre la variation du facteur d'intensité de contrainte  $K_I$  en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque non réparée et réparée. Il est montré clairement que la réparation par patch diminue fortement le facteur d'intensité de contrainte. La réduction du maximale du facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 76.45 % avec réparation par patch en Boron/Epoxy pour la plaqué étudié. Selon l'étude menée par Ouinas et al. (Ouinas 2009), le pourcentage de réduction est de 42 % en appliquant une réparation par Graphite/Epoxy. Contrairement, Bachir Boudjra et al. (Bachir Boudjra 2002) ont évalué le pourcentage de réduction à 80% en appliquant le même type de matériau pour patch.

Pour le même type de matériau de patch appliqué dans notre étude, Jones et Chiu (Jones 1999) ont évalué le pourcentage de réduction à 60% (patch en Boron/Epoxy). Les travaux menées par Ricci et al. (Ricci 2011) montrent que le rapport de réduction du facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 33% pour une réparation par patch en Carbon/Epoxy.

On note que le facteur d'intensité de contrainte pour une fissure non réparée, présente un comportement croissant à mesure que la longueur de la fissure augmente contrairement à la fissure réparée où le facteur d'intensité de contrainte reste constant jusqu'à une longueur de fissure critique ( $K_I = K_{IC}$ ).

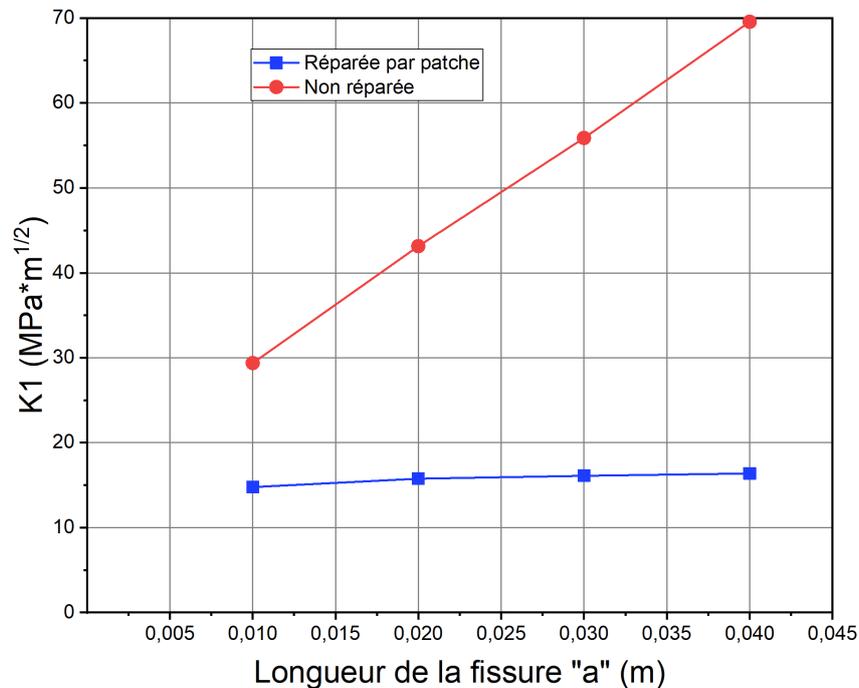
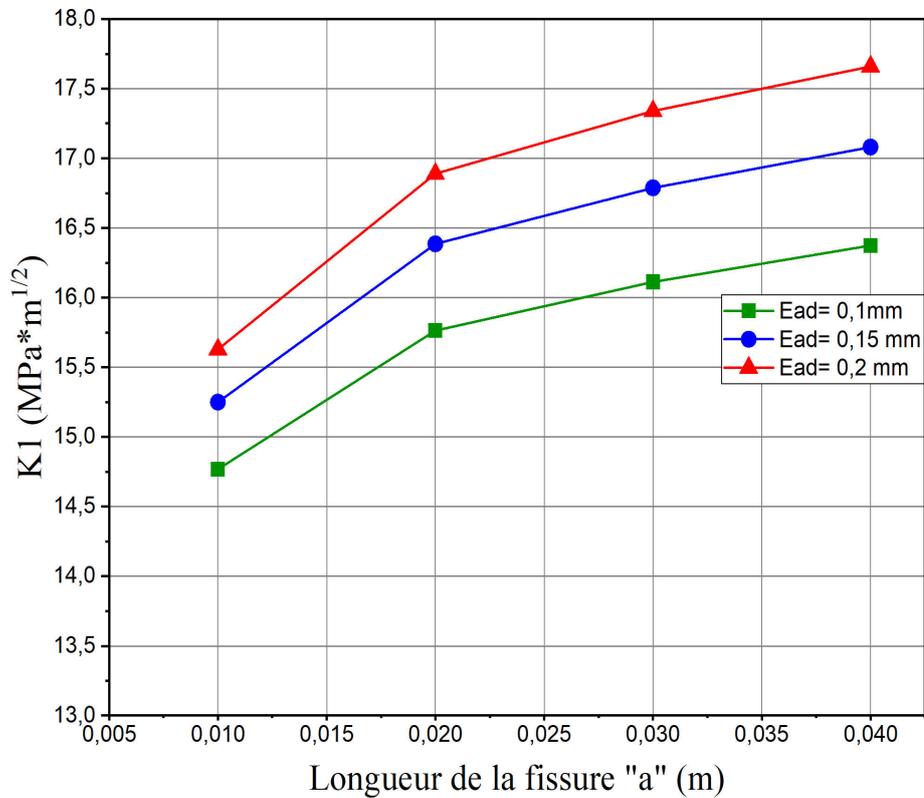


Figure 3.7 : Effet du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte

#### VI. 2. Effet de l'épaisseur du patch

L'épaisseur du patch représente un paramètre important lors de la réparation des fissures et l'amélioration de la rigidité de la structure fissurée. La figure 3.8 montre l'évolution du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur de la fissure pour l'éprouvette réparée par simple patch sous l'effet de l'épaisseur du patch. On note que l'augmentation de l'épaisseur de patch fait réduire le facteur d'intensité de contrainte. Au dessous de 20 mm de longueur de la fissure, l'évolution du facteur d'intensité de contrainte est non linéaire. Au-delà de cette longueur, l'évolution du facteur d'intensité de contrainte est presque linéaire (évolution stable). L'augmentation de l'épaisseur du patch de 0.5 mm pour le même nombre de plies (augmentation de 20 à 25 % en épaisseur de patch, présente une réduction du FIC en début de fissuration de l'ordre de 9%. En zone stabilisée de fissuration l'augmentation de l'épaisseur avec le

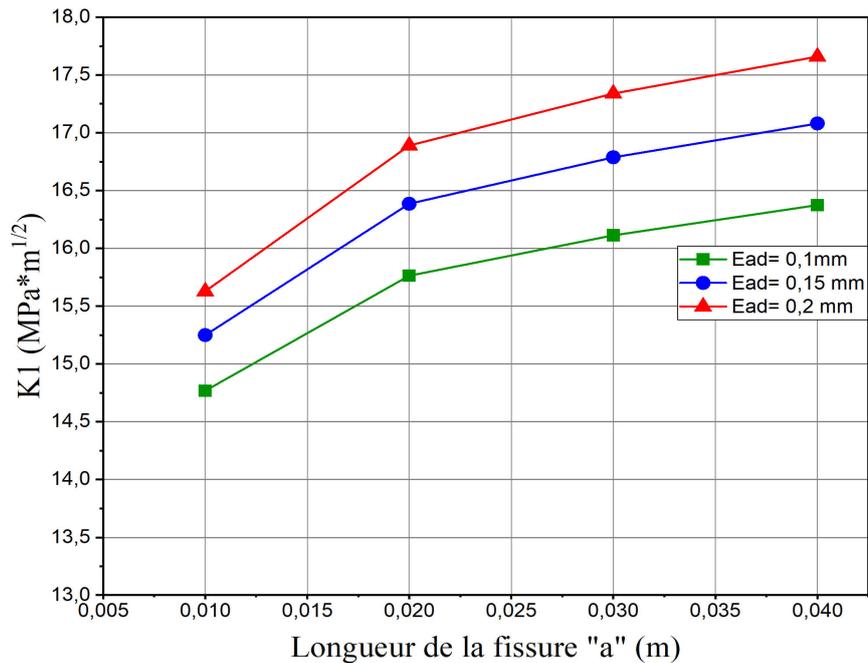
même pourcentage en épaisseur, la réduction maximale du facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 10.56% à 14%.



**Figure 3.8 :** Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

#### VI.3. Effet de l'épaisseur d'adhésive

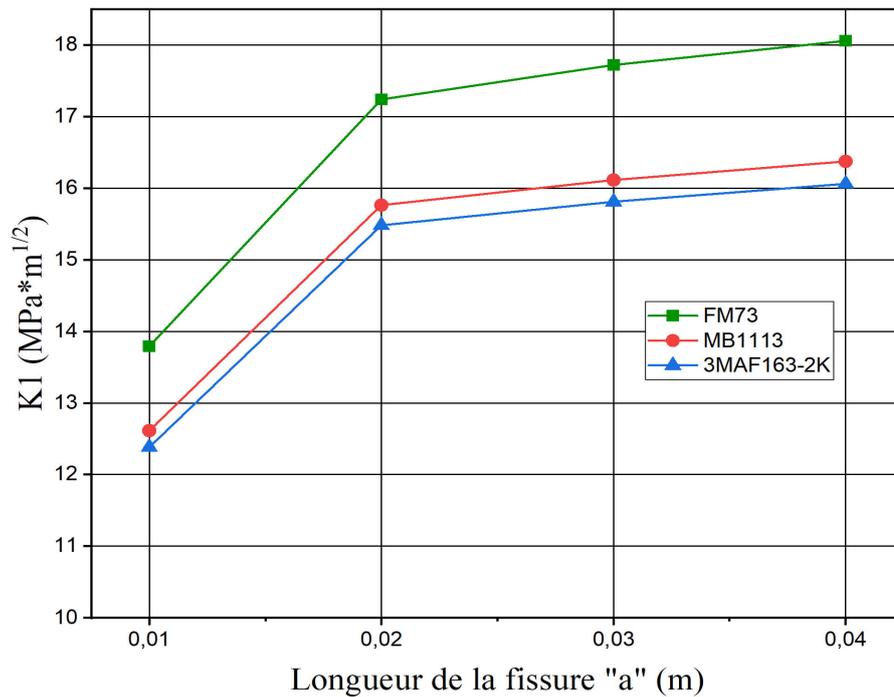
L'épaisseur de l'adhésif joue un rôle déterminant sur la stabilité des fissures renforcées par patch. La figure 3.9 montre la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure sous l'influence de l'épaisseur de l'adhésive. Au-delà de 20 mm de longueur de fissure, la fissure se stabilise linéairement. La réduction de l'épaisseur de l'adhésive de 25 à 33% diminue le facteur d'intensité de contrainte de 4.5 % à 7.27 %. Cela montre que les meilleures performances de l'adhésive sont pour les faibles épaisseurs de ce dernier. Ce constat a été mis en valeur par Turaga et Ripudaman ([Turaga 1999](#)) où la faible épaisseur de l'adhésive renforce la capacité de transfert de charge au patch d'un côté et augmente le risque de défaillance de l'adhésive ([Bachir Bouiadjra 2002](#)).



**Figure 3.9** : Influence de l'épaisseur d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

### VI.4. Effet du type d'adhésive

La nature du type d'adhésive joue elle aussi un rôle primordial sur la stabilité des fissures renforcées par patch. La figure 3.10 illustre l'effet du type d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) en fonction de la longueur de la fissure. Le module de cisaillement de l'adhésive affecte la résistance du patch collé. On remarque que l'augmentation du module de cisaillement diminue le facteur d'intensité de contrainte (FIC). On note que le module de cisaillement de l'adhésive 3MAF163-2K présente un module de résistance au cisaillement supérieur de 23% à l'adhésive MB1113 et de 61.8% à l'adhésive FM73. L'allure de variation du facteur d'intensité de contrainte augmente d'une façon parabolique et se stabilise à partir de la longueur de fissure de 20 mm. A la longueur de la fissure "a=21 mm", les taux de réduction du facteur d'intensité de contrainte en appliquant l'adhésive 3MAF163-2K par rapport aux adhésives MB113 et FM73 sont respectivement de l'ordre de 1.9% et 11.6%.

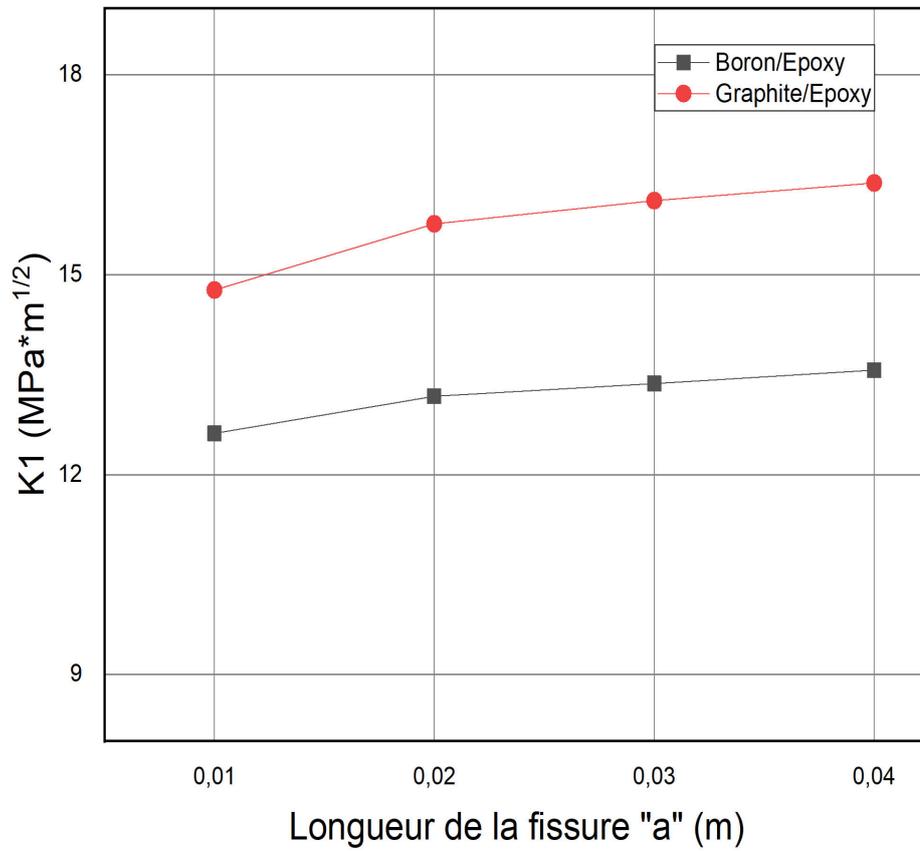


**Figure 3.10 :** Effet du type d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

### VI.5. Effet du matériau du patch

Afin de mettre en évidence l'effet du matériau du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte ( $K_I$ ) deux matériaux ont été utilisés Graphite /Epoxy et le Boron/Epoxy (voir tableau 3.2). La figure 3.11 montre l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure sous l'influence des matériaux du composite patch appliqués.

Les courbes de l'évolution du facteur d'intensité de contrainte à des longueurs de la fissure montrent une évolution linéaire avec une augmentation sensiblement faible. Au-delà de 20 mm, le facteur d'intensité de contrainte pour les deux matériaux du patch tend vers des valeurs stables. Dans la zone stabilisé la plaque réparée par Boron/Epoxy présente une réduction de 22.16% de facteur d'intensité de contrainte par rapport à la plaque réparée par Graphite/Epoxy .



**Figure 3.11 :** Effet du matériau du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte



# **CONCLUSION & PERSPECTIVES**



## **CONCLUSION & PERSPECTIVES**

Dans ce mémoire une étude numérique par la méthode des éléments finis du comportement en rupture des structures en alliage d'aluminium réparées par patch a été conduite. Les effets des paramètres matériaux et géométrie du patch et de l'adhésif ont été mise en évidence. Les principaux résultats obtenue se résume au points suivants:

- Le facteur d'intensité de contrainte de la plaque fissurée est réduit par la réparation par patch composite.
- L'augmentation de l'épaisseur du patch à une dimension optimale fait diminuer le facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure.
- Le Boron/Epoxy offre une meilleure résistance que graphite/Epoxy.
- L'adhésive à module de cisaillement élevé, permet un meilleur transfert de charge au patch de réparation et en conséquence fait réduire le facteur d'intensité de contrainte.
- L'augmentation de l'épaisseur de l'adhésive influe négativement sur la résistance à la rupture (augmentation du FIC).

En perspective à ce travail, nous proposons les pistes de recherche suivantes :

- Étude de la zone plastique à la point de fissure.
- Utilisation de la méthode XFEM pour simulée la propagation de la fissure.



# **BIBLIOGRAPHIQUE**



## REFERENCES

- Achour T. (2011). "Etude des techniques de réparation des structures composites endommagées". Mémoire de Magister, Université Mentouri Constantine.
- ASM (1967). "Aluminum", volume two, Design and Application, American Society for Metals.
- Amiri A., Zouambi L., Kadouri K. (2009). "Analyse et calcul du facteur d'intensité de contraintes dans une plaque métallique fissurée et réparée par collage" 9ème Congrès de Mécanique, FS Semlalia, Marrakech, 21-24 Avril 2009.
- Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Ranganathan N. (2002). "Evaluation of the stress intensity factors for patched cracks with bonded composite repairs in mode I and mixed mode". ECF14, 8 - 13 September, 2002 Vol. 3, Cracow, Poland.
- Baker A. (1984). "Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites-an overview of Australian work". Composite Structures 2, 153-181.
- Baker, A., Jones, R. (1988). "Bonded repair of aircraft structures". Martinus Nijhoff Publishers.
- Beloufa H.I., Ouinas D. (2015). "Effet de la géométrie du patch sur la réduction du facteur d'intensité de contrainte en mode I et en mode mixte d'une fissure tridimensionnelle. 22ème Congrès Français de Mécanique, Lyon, 24 au 28 Août 2015.
- Besseghier E., Djebli A., Bendouba M., Aid A. (2017). "Effect of patch shape on the repair efficiency of a cracked aluminum panel". Journal of Materials And Engineering Structures 4, pp 225-233.
- Boulenouar A., Aminallah M., Benamara N. (2013). "Computation of the SIF for repaired semi-circular surface cracks in finite-thickness plates with bonded composite patch". Journal of Materials, Processes and Environment, Vol.1. N° 2, pp121-127.
- DO T.D. (2013). "Etude de la zone plastique en pointe de fissure pour l'alliage d'aluminium 2024t351". Thèse de doctorat, université François – Rabelais de tours.

- Foulc M.P., Alcorta J. (2008). "Durabilité des assemblages par colles", Note Scientifique & Technique de Synthèse, Directions des applications militaires - CEA, 05/08/2008, France
- François D., Pineau A., Zaoui A. (1992) "Comportement mécanique des matériaux : viscoplasticité, endommagement, mécanique de la rupture, mécanique du contact". Editions Hermes, 2<sup>ème</sup> édition.
- Jones R, Chiu W.K. (1999). "Composite repairs to crack in metallic components". *Composite and Structures* 44(29), pp 317-325.
- Khodja N., Maoue N. (2013) "Analyse élastoplastique de la réparation d'une fissure émanant d'un trou". U.D.L.Sidi Bel Abbés. Mémoire de Master, Université Sidi Bel Abbes, (2013).
- Liao L.J., Huang C., Sawa T. (2013). "Effect of adhesive thickness, adhesivetype and scarf angle on the mechanical properties of scarf adhesive joints". Vol. 50(25-26), pp 4333-4340.
- Quinas D., Hebbar A., Bachir Bouiadjra B., Belhouari M.Serier B. (2009). "Numerical analysis of the stress intensity factors for repaired cracks from a notch with bonded composite semicircular patch". *Composites: Part B* 40, pp 804-810
- Ricci F., Franco F., Montefusco N. (2011). "Bonded composite patch repairs on cracked aluminum plates: theory, modelling and experiments". In book: *Advances in Composites Materials - Ecodesign and Analysis*, IntechOpen.
- Rose L.R.F (1981). "An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements". *International Journal of Solid and Structures*, 198, pp 827-38.
- Rose L.R.F. (1982). "A cracked plate repaired with bonded reinforcements". *International Journal of Fracture* 18(2), pp 135-144.
- Maleki (2017) "Investigation of the effect of bonded composite patch on the mixed-mode fracture strength and stress intensity factors for an edge crack in aluminum alloy 2024-T3 plates". *Journal of Reinforced Plastics*.

- Mhamdia R., Bachir Bouiadjra (2012). "The patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures". Proceedings of the 2012 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management Istanbul, Turkey, July 3 – 6, 2012
- Saeed K. (2017). "Adhesive effect on the performance of the repair efficiency of bonded aluminum alloy". Proceedings of 93rd the IIER International Conference, Los Angeles, USA, 20th-21st January 2017,
- Turaga VRS, Ripidiman (1999). "Modeling of patch repairs to a thin cracked sheet". *Engn, Mec.* 74,pp.431-443
- Zhang (2011). "Effect of Adhesive Thickness on the Intensity of Singular Strength for the Adhesive Joint (Comparison between Bending and Tension)". *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series A*, Vol. 77(784), pp 2076-2086.



# ANNEXE



# 1. Logiciel de simulations par éléments finis

Dans le domaine de la recherche industrielle privée ou publique (construction automobile, aéronautique, spatial...), des techniques de simulation et d'analyse numérique de phénomènes physiques se sont beaucoup développées ces dernières années et ont contribué grandement à améliorer la productivité des industriels et la vie de tous les consommateurs. La quatrième révolution industrielle en cours de démarrage et dont la clé de voute est l'usine digitale sera entièrement basée sur des outils numériques de représentation de la réalité virtuelle combinée avec une robotisation de la production.

Dans cette quête de logiciels de conception et de calculs assistés par ordinateur de plus en plus performants on peut mentionner le logiciel ABAQUS.

C'est avant tout un logiciel de simulation par éléments finis de problèmes très variés en mécanique des milieux continus. Il est très répandu et connu, en particulier pour ses traitements performants de problèmes linéaires non-linéaires.

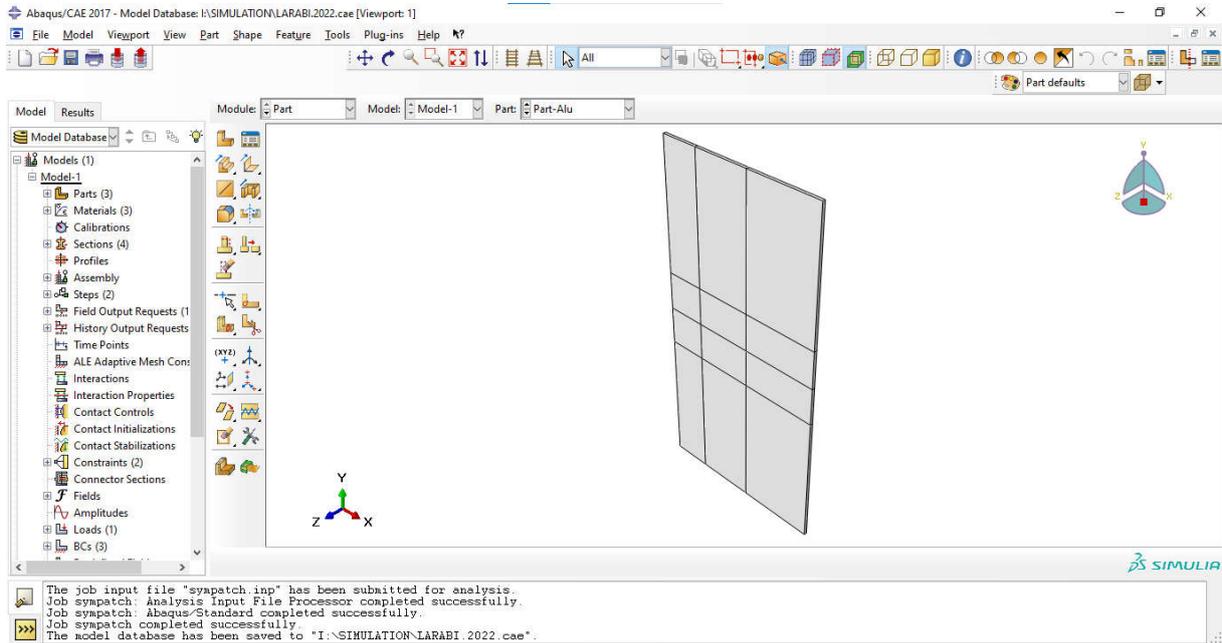
ABAQUS est un progiciel de calcul éléments finis développé initialement par HKS et depuis 2005 par ABAQUS Inc (Dassault Systèmes).

Il se compose de trois produits : ABAQUS/Standard, ABAQUS/Explicit et ABAQUS/CAE:

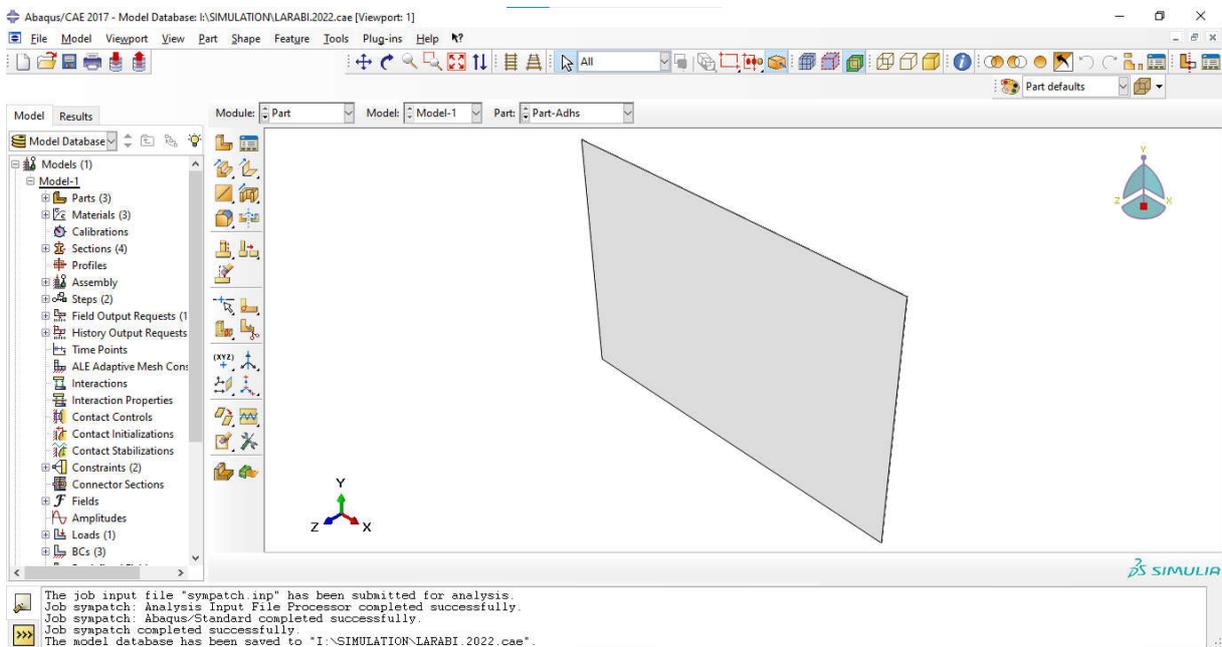
- ABAQUS/Standard est un solveur généraliste qui recourt à un schéma traditionnel d'intégration implicite.
- Le solveur ABAQUS/Explicit emploie un schéma d'intégration explicite pour résoudre des problèmes dynamiques transitoires ou quasi statiques non-linéaires.
- ABAQUS/CAE constitue une interface intégrée de visualisation et de modélisation pour les dits solveurs.

## 2. Structure étudié

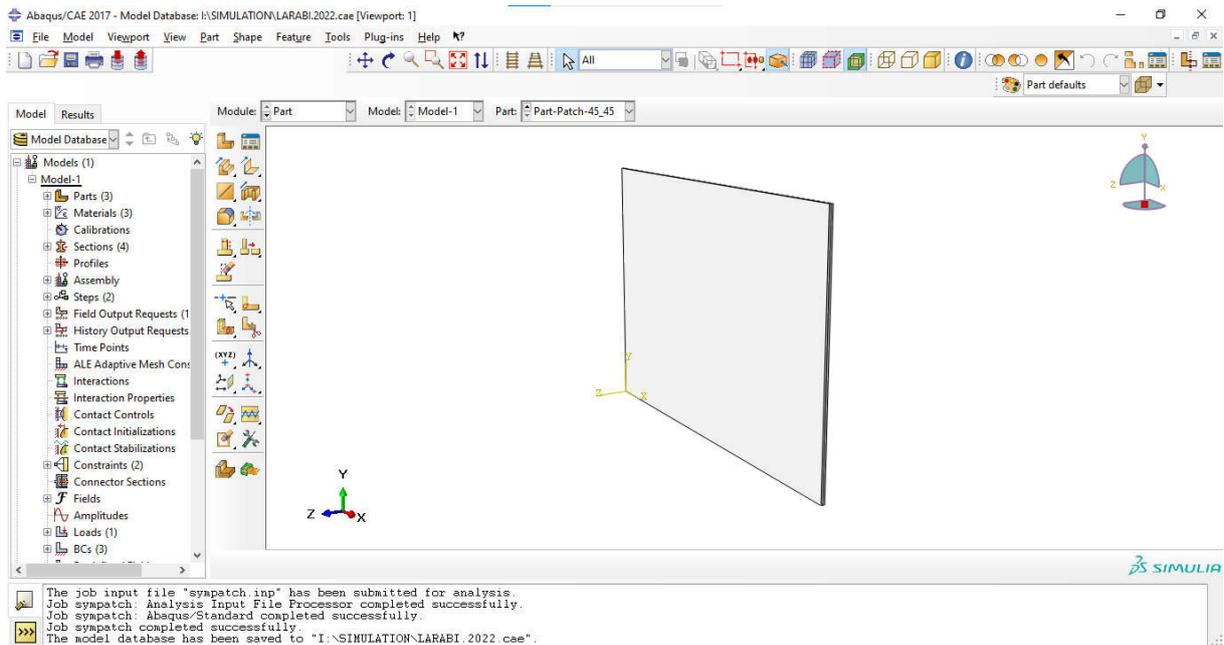
### 2.1 Plaque fissurée



## 2. Colle

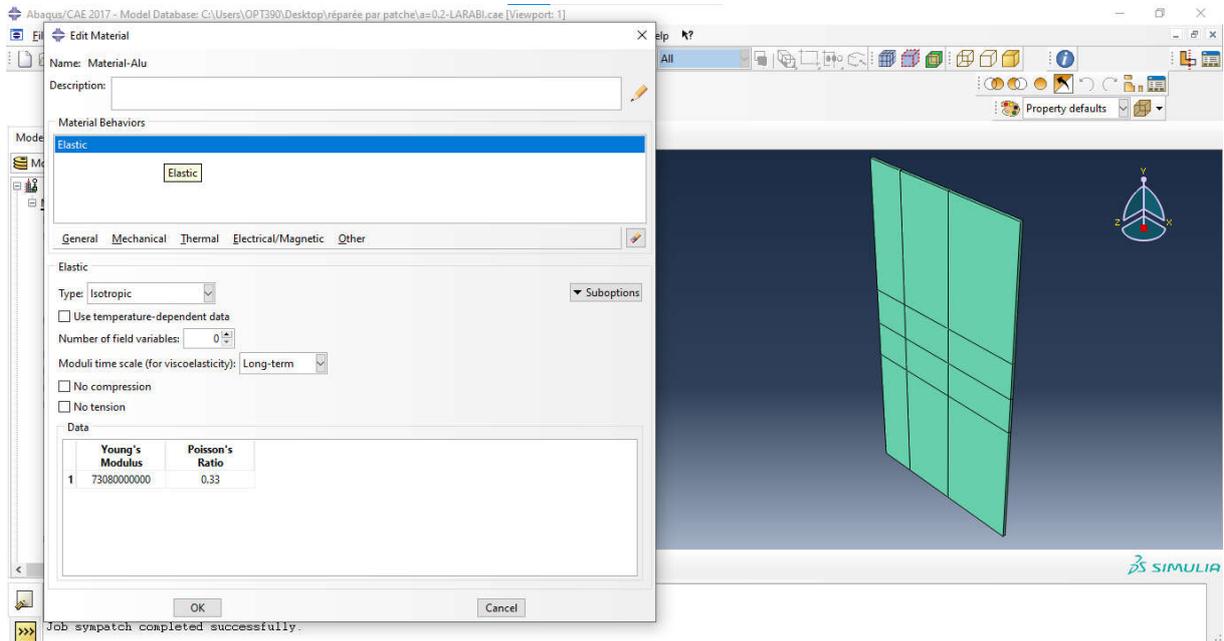


## 2.2 Patch de renforcement

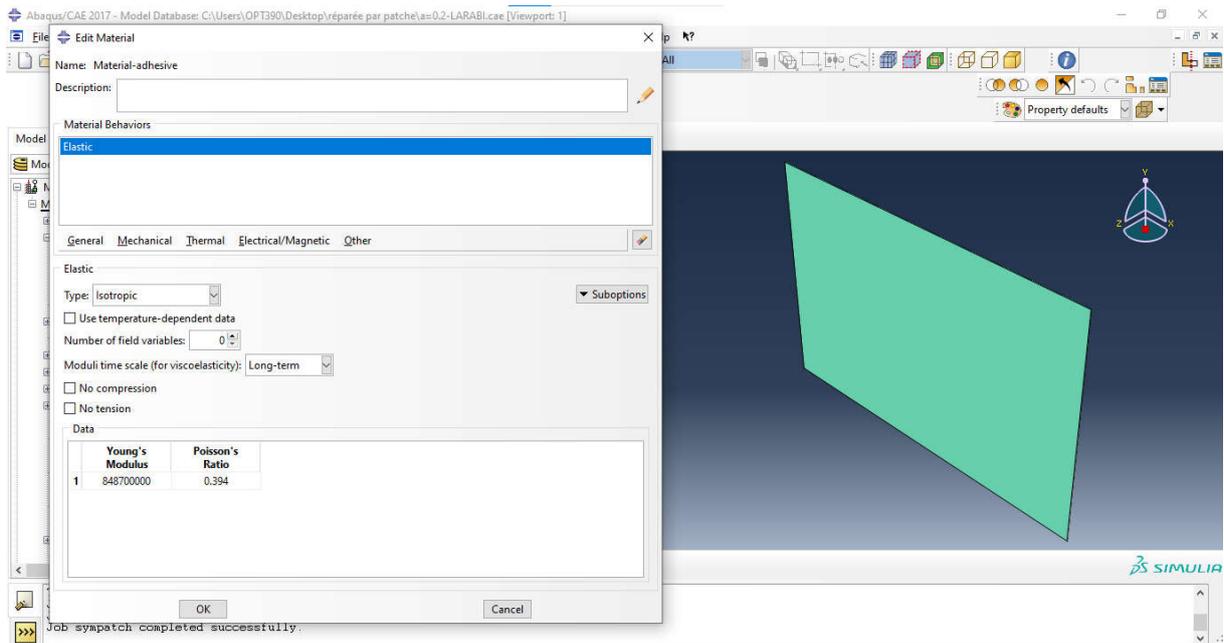


## 3. Matériaux de la structure

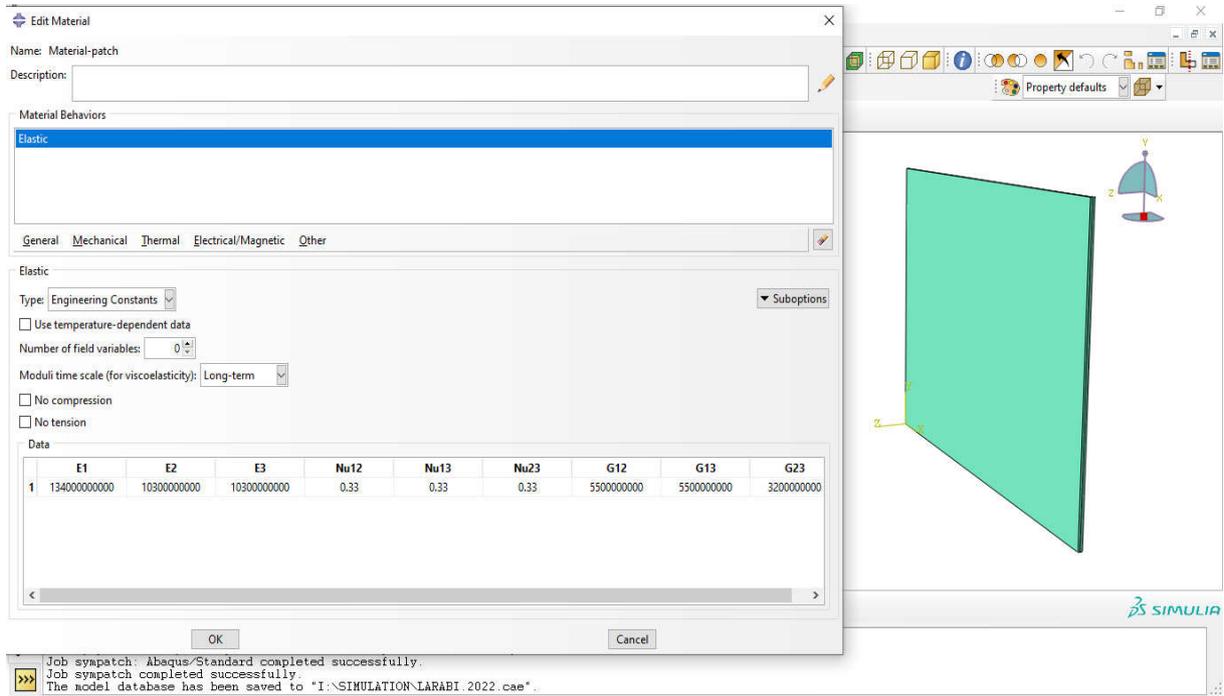
### 3.1 Aluminium



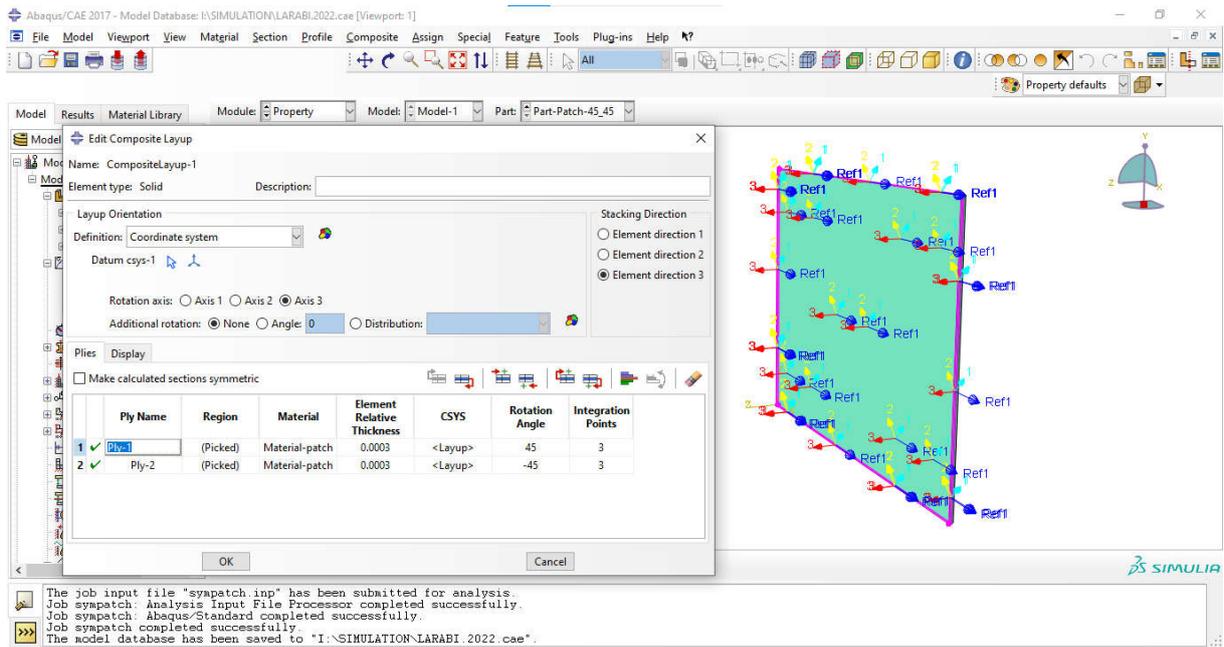
### 3.2 Colle



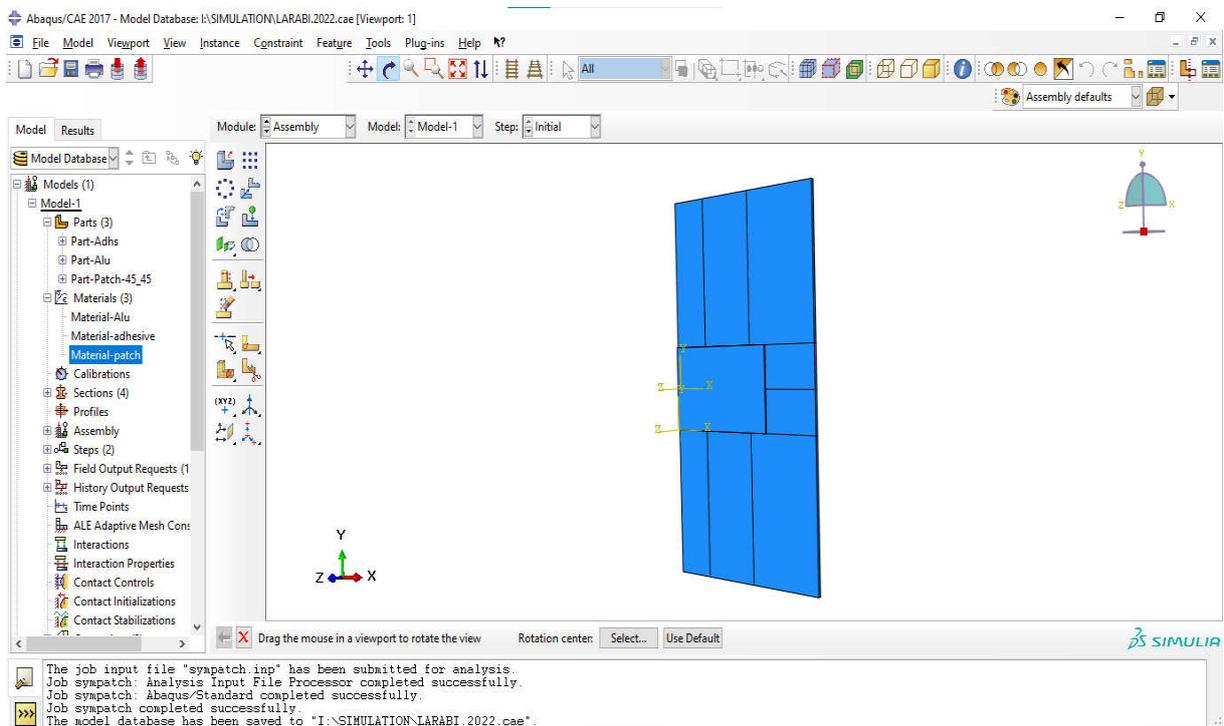
### 3.3 Matériau unidirectionnel



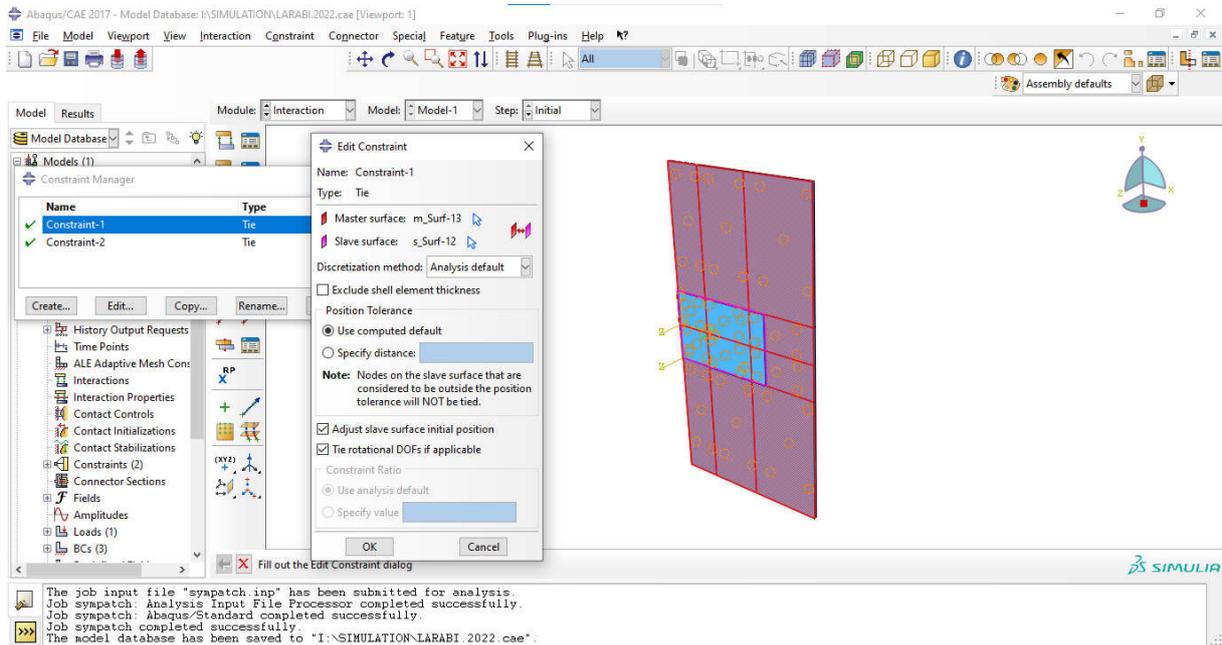
### 3.4 Disposition des plies du composite



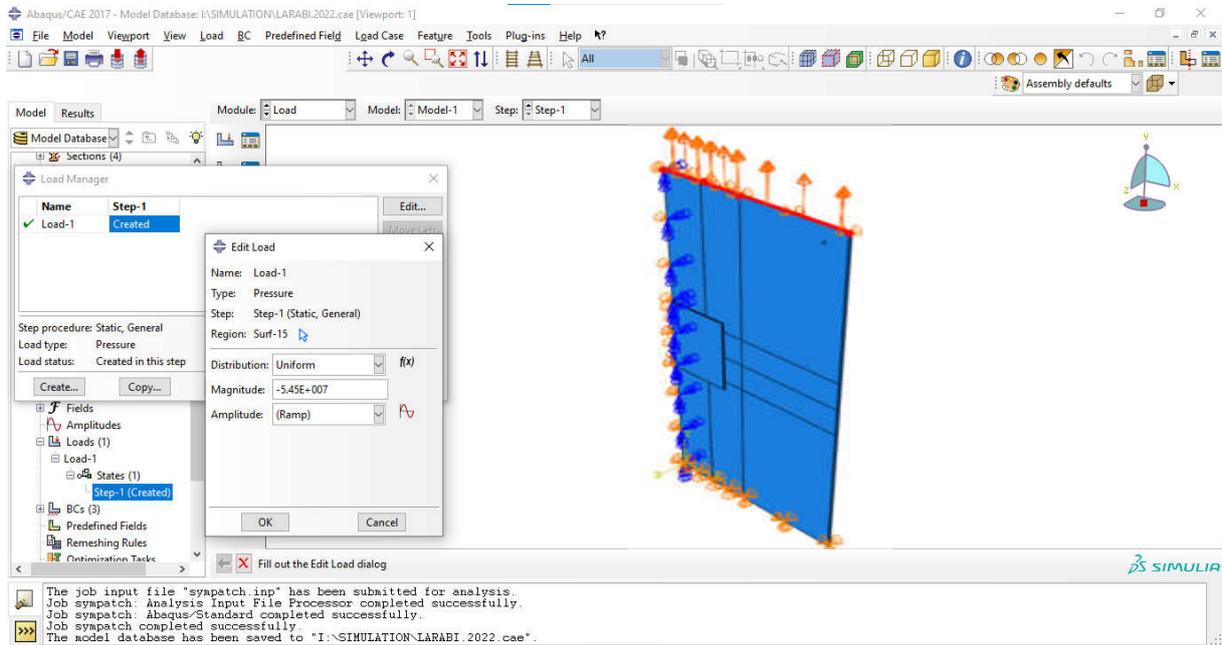
### 4. Assemblage des éléments de la structure



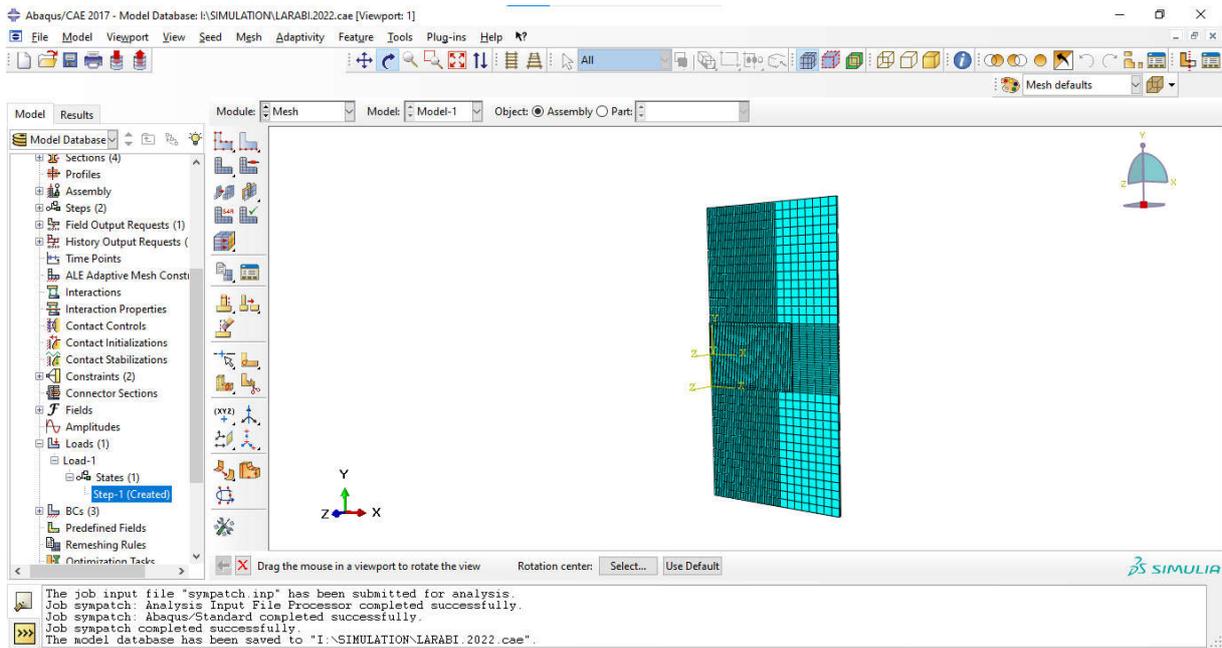
## 5. Contacts entre les éléments de la structure (plaque-colle/ colle-patch)



## 6. Chargement et conditions aux limites.



## 7. Maillage de la structure



## 8. Résultats obtenus

### 8.1 Facteur de concentration de contrainte pour cinq contours et trois éléments (4 nœuds) suivant l'épaisseur

sympatch Monitor

Job: sympatch Status: Completed

Step	Increment	Att	Severe Discon Iter	Equil Iter	Total Iter	Total Time/Freq	Step Time/LPF	Time/LPF Inc
1	1	1	0	1	1	1	1	1

Log Errors !Warnings Output Data File Message File Status File

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-36-	K1: 3.4772E+06	4.9740E+06	6.5390E+06	1.9029E+07	3.4794E+07
		K2: 1.2132E+05	9.1082E+05	2.5801E+06	5.4826E+06	9.2434E+06
		K3: 3.9838E+04	-3.2285E+05	-6.0930E+05	-1.2851E+06	-3.1089E+06
MERR DIRECTION (DEG):		-4.680	-19.87	-36.32	-28.94	-27.14
J from Ks:		158.7	337.1	654.8	5172.	1.7173E+04
-37-		K1: 3.7934E+06	5.2188E+06	7.3298E+06	1.2241E+07	1.5504E+07
		K2: 1.0513E+05	1.3990E+05	-7.5136E+04	-4.3034E+05	-6.0192E+05
		K3: 2.3519E+04	3.3082E+04	3.7527E+05	9.4398E+05	1.1008E+06
MERR DIRECTION (DEG):		-3.528	-3.348	0.000	4.716	5.184
J from Ks:		188.7	357.2	706.9	1983.	3178.
-38-		K1: 3.9305E+06	5.3994E+06	1.0169E+07	1.6189E+07	1.5763E+07
		K2: 1.0331E+05	1.3885E+05	1.6580E+05	3.0263E+05	2.3673E+05
		K3: 1.1024E+04	1.5121E+04	-3.0577E+05	-6.4597E+05	-1.0306E+05
MERR DIRECTION (DEG):		-3.276	-3.132	0.000	-0.9000	0.000
J from Ks:		202.6	382.3	1357.	3444.	3257.
-39-		K1: 3.9485E+06	6.0356E+06	1.7411E+07	3.3844E+07	4.1749E+07

Search Text

Text to find:   Match case

## 8.2 Distribution des contraintes au voisinage de la fissure

