

*République Algérienne Démocratique et Populaire*  
وزارة التعليم العالي و البحث العلمي  
*Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique*  
جامعة الجبالي بونعامة خميس مليانة  
Université Djilali Bounaâma de Khemis Miliana  
Faculté des Sciences et de la Technologie  
Département des Sciences de la Matière



*Mémoire de fin d'étude*  
*En vue de l'obtention d'un diplôme de Master GÉNIE MÉCANIQUE*  
*Spécialité : Construction Mécanique*

**Thème :**

**Analyse des structures aéronautique réparées par patch en composite**

**Devant le jury composé de :**

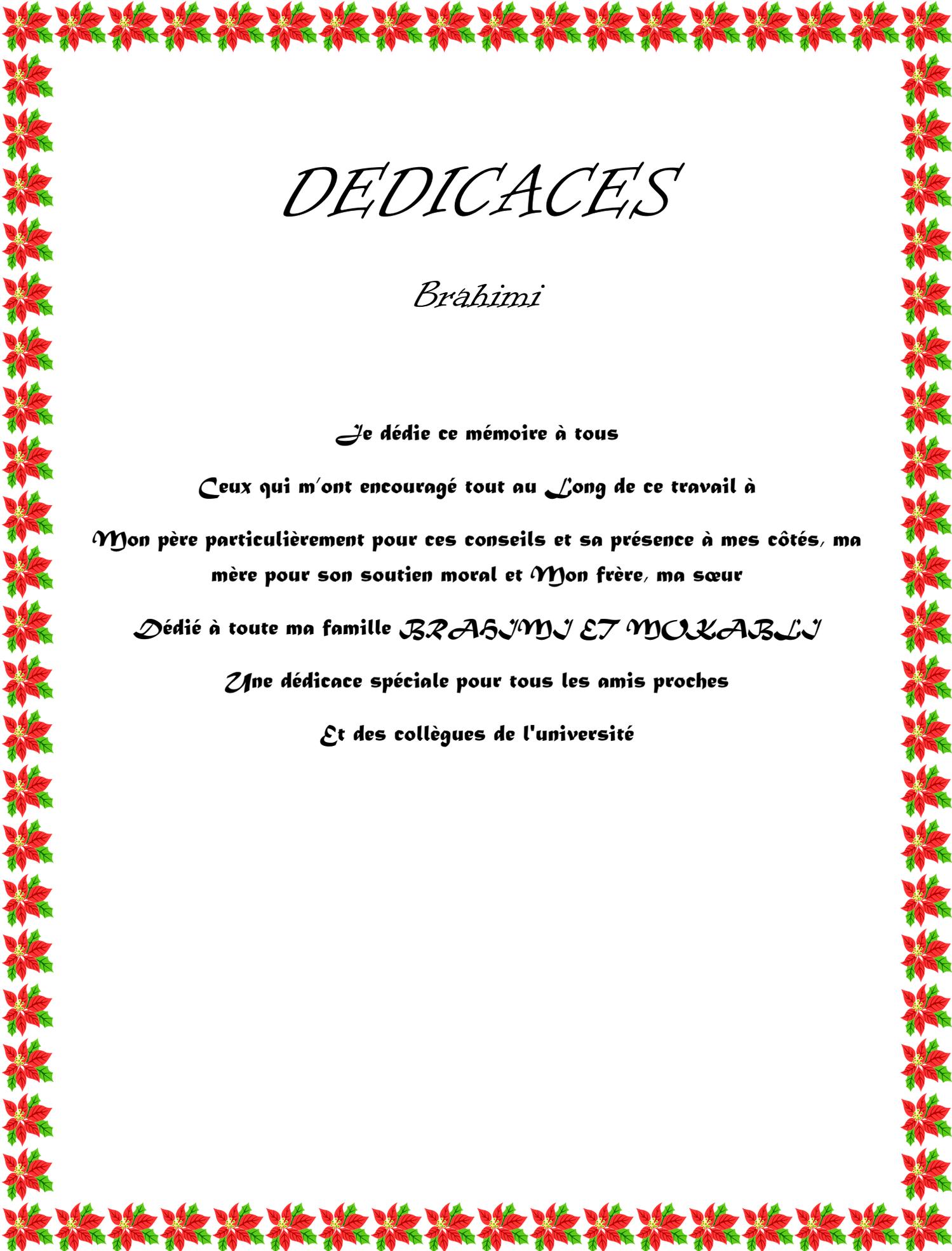
**Encadreur : ZAHAF Samir**

**Présenté par : BRAHIMI Oussama**

**BOUTOUBAT Aida**

**Année universitaire : 2019. / 2020**





# DEDICACES

*Brâhimi*

**Je dédie ce mémoire à tous**

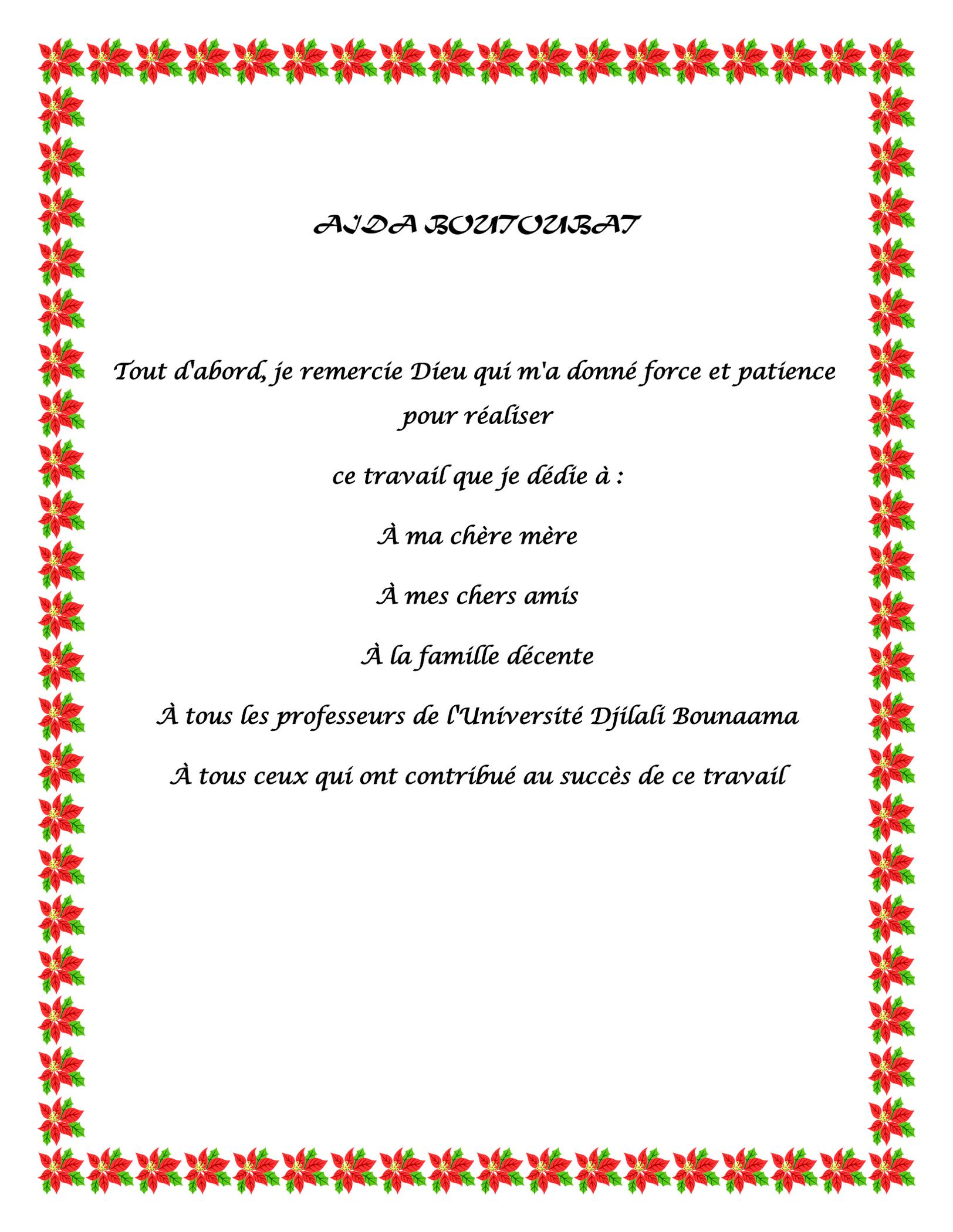
**Ceux qui m'ont encouragé tout au long de ce travail à**

**Mon père particulièrement pour ces conseils et sa présence à mes côtés, ma  
mère pour son soutien moral et Mon frère, ma sœur**

**Dédié à toute ma famille BRÂHIMI ET MOKARLI**

**Une dédicace spéciale pour tous les amis proches**

**Et des collègues de l'université**



*ANDA BOZITOURA7*

*Tout d'abord, je remercie Dieu qui m'a donné force et patience  
pour réaliser*

*ce travail que je dédie à :*

*À ma chère mère*

*À mes chers amis*

*À la famille décente*

*À tous les professeurs de l'Université Djilali Bounaama*

*À tous ceux qui ont contribué au succès de ce travail*

# ***REMERCIEMENTS***

Tout d'abord, je tiens à remercier mon Encadreur de Mémoire, MR. **ZAHAF SAMIR** pour tout ce qu'il a fait pour moi, en me conseillant, en m'aidant et en m'assistant le long du chemin de mémoire

Un grand merci pour les Docteurs

**MAZOUZI.R, AZZOUZI, BEKKAR, BENDALLI. N, BILEL ABDEREZZAK, et  
MEHDI**

Un grand remerciement au Fonds pour Monsieur le professeur **MAHIEDDINE Ali** Pour nous avoir soutenus tout au long de notre étude de cette spécialisation et pour sa grande aide

Je tiens également à remercier tous les étudiants de deuxième année de Master, spécialisés en construction mécanique

## Résumé

Le sujet que nous aborderons dans cette enquête est l'effet de la réparation par patch composite sur le comportement de la fissure ou de la fracture centrale due à la contrainte sous chargement constant des structures d'avion. Nous effectuons des analyses en utilisant ABAQUS 3DL pour des échantillons d'alliage d'aluminium 2024-T351 avec différentes longueurs de fissure. Pour évaluer le facteur d'intensité des contraintes (FIC) et l'énergie de Griffith sous l'influence de la réparation au moyen de patches composites (boron / époxy) ou d'autres matériaux composites. Les résultats obtenus dans cette étude ont montré que la réparation des structures endommagées par patch en composite augmente la durée de vie et la rigidité de la structure car elle réduit les contraintes de Von Mises, le facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie J ( $\text{mJ}/\text{mm}^2$ ). D'autre part, le patch en carbone/époxy, boron/époxy a joué un rôle très important dans la réduction du facteur intensité de contrainte  $\text{KI-MPa}\sqrt{\text{m}}$  et le taux de restitution énergie (incorporé dans  $\text{mJ}/\text{mm}^2$ ). Sur la base de ces résultats, il a été constaté que le patch (carbone / époxy) donnait un meilleur résultat

**Les mots clés :** Matériaux composites, patch, Fissure, Boron/Epoxy, rupture, réparation, dommage, aéronautique.

### ***ABSTRACT:***

The subject that we will address in this investigation is the effect of composite patch repair on the behavior of central crack or fracture due to stress under constant loading of aircraft structures. We are performing analyzes using ABAQUS 3DL for 2024-T351 aluminum alloy samples with different crack lengths. To assess Stress Intensity Factor (FIC) and Griffith's energy under the influence of repair using composite patches (boron / epoxy) or other composite materials. The results obtained in this study showed that the repair of damaged structures by composite patch increases the life and stiffness of the structure as it reduces the Von Mises stresses, the stress intensity factor KI and the rate of energy return J ( $\text{mJ} / \text{mm}^2$ ). On the other hand, the carbon / epoxy patch, boron / epoxy a play a very important role in reducing the stress intensity factor  $\text{KI-MPa}\sqrt{\text{m}}$  and the energy release rate (incorporated in  $\text{mJ}/ \text{mm}^2$ ). Based on these results, it was found that the patch (carbon / epoxy) gave a better result.

**Keywords:** Composite material, patch, method, fatigue, crack, boron / epoxy, fracture, repair, flight.

## المخلص

الموضوع الذي سنتناوله في هذا التحقيق هو تأثير إصلاح التصحيح المركب على سلوك الكسر المركزي أو الكسر بسبب الإجهاد تحت التحميل المستمر لهياكل الطائرات. نقوم بإجراء تحليلات باستخدام ABAQUS 3DL لعينات سبائك الألومنيوم T351-0202 بأطوال شقوق مختلفة. لتقييم عامل شدة الإجهاد (FIC) وطاقة جريفيث تحت تأثير الإصلاح باستخدام بقع مركبة (بورون / إيبوكسي) أو مواد مركبة أخرى. أظهرت النتائج التي تم الحصول عليها في هذه الدراسة أن إصلاح الهياكل التالفة بواسطة رقعة مركبة يزيد من عمر وتصلب الهيكل حيث يقلل من ضغوط Mises Von وعامل شدة الإجهاد KI ومعدل عودة الطاقة J ( $\text{mm}^2 / \text{mJ}$ ). من ناحية أخرى ، تلعب رقعة الكربون / الإيبوكسي ، البورون / الإيبوكسي دوراً مهماً للغاية في تقليل عامل شدة الإجهاد KI ( $\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$ ) ومعدل إطلاق الطاقة مدمج في ( $\text{mJ} / \text{mm}^2$ ). وبناءً على هذه النتائج وجد أن اللصقة (الكربون / الإيبوكسي) أعطت نتيجة أفضل

## الكلمات المفتاحية:

المواد المركبة، التصحيح، طريقة ، التعب، الكراك، البورون / الإيبوكسي، الكسر، الإصلاح ، الطيران

**INTRODUCTION GENERALE** 1

*Chapitre I : Généralité de La réparation par patchs composites dans l'aéronautique*

I.1. Introduction .....	4
I.2. Point sur les endommagements des composites : .....	5
I.2.1. Origine des dommages rencontrés en aéronautique .....	5
I.3. Les différents types de dommages .....	6
I.3.1. Les dommages en aéronautique.....	6
I.4. La réparation dans le domaine aéronautique .....	7
I.4.1. La réparation structurale.....	7
I.4.2. Quel renfort composite choisir ? .....	8
I.5 Methods de réparation .....	8
I.5.1. Réparation par patchs externes .....	8
I.5.2. Réparation par patch intérieur biseauté .....	9
I.5.3. Réparation en escalier par patch interne.....	9
I.6. Les travaux de recherche dans le domaine réparation par patch .....	10
I.6.1. Effet de la nature du patch sur la réparation.....	10
I.6.2. Etude expérimentale de la réparation des structures d'aéronefs par .....	10
Collage des patchs.....	10
I.6.3. Effet de la géométrie du patch (Mode I et en mode mixte).....	11
I.6.4. Effet de la forme géométrique du patch sur la réduction du FIC en mode I .....	12
I.6.5. Étude de la réparation des pipelines avec patch en composite .....	13
I.7. MECANIQUE DE LA RUPTURE .....	14
I.7.1. MODES DE RUPTURE.....	15
I.7.2 Concept d'intensité des contraintes .....	16
I.8.CONCLUSION .....	17

# SOMMAIRE

---

## *Chapitre II : réparation des structures endommagé par patch en composite*

II.1. Introduction :.....	21
II.2. MODELE GEOMETRIQUE.....	21
II.3. Propriété Mécaniques.....	22
II.4. Modélisation par éléments finis (F.E.M).....	23
II.5. Logiciel de modélisation/simulation par Abaqus .....	23
II.6. Structure et tâches .....	24
II.7.PART I NON REPARE .....	27
II.7.1. Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes non patches .....	27
II.7.2.Facteur d'intensité de contrainte KI dans les éprouvette non patches .....	29
II.7.3.Facteur de j-intégral dans les éprouvettes non patchs .....	30
II.7.4.Déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes non patches. ....	32
II.8.PART II REPARE.....	33
II.8.1.Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches. ....	33
II.8.2. Déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes patches. ....	36
II.8.3.Facteur d'intensité de contrainte KI Dans les éprouvettes patchs .....	37
II.8.4.Facteur de J-intégral dans les éprouvettes patches.....	37
II.9. part III réparation avec déférentes matériaux .....	39
II.9.1. Effet Des Propriétés Mécaniques Du Patch .....	39
II.9.2. Patch en AL7075 : .....	40
II.9.3. Patch en Bore/Epoxy : .....	41
II. 9.4. Patch en Carbone/Epoxy: .....	42
II.9.5. Patch en Graphite/Epoxy : .....	43
II.9.6. Déplacement total suivant l'axe (yy') dans les éprouvettes patches .....	46
II.10.Conclusion .....	46

## *SOMMAIRE*

---

**Conclusion Générale** 49

**Liste des figures**

**Liste des tableaux**

# ***INTRODUCTION GENERALE***

Lors du décollage et de l'atterrissage des avions, les composants mécaniques de la structure sont soumis à des sollicitations périodiques, ce qui provoque une fissure de contrainte dans la structure mécanique, Cela provoque une fissure résultant de la fatigue de la structure mécanique, car le remplacement de la structure est coûteux ou prend beaucoup de temps car elle n'est pas disponible [1]. la technologie de correction avec des matériaux composites est utilisée comme méthode de réparation en apposant un patch composite sur la zone endommagée de la structure avec de l'adhésif [2]. Les fabricants recherchent des solutions de réparation efficaces et économiques qui garantissent que la structure reste en service et totalement sûre pendant une durée limitée. La prédiction de cet âge est basée sur l'idée du facteur d'intensité de contrainte. Plusieurs techniques de réparation ont été développées pour que cette technique présente une bonne résistance aux contraintes et une faible intensité, et ne provoque pas de zones de concentrations de contraintes. Tous ces avantages conduisent à une réduction du coût de réparation [1,2].

Le travail que nous présentons ici consiste à simuler numériquement en 3D par la méthode des éléments finis pour calculer le facteur d'intensité de contrainte et l'énergie de Griffith.

Dans **le premier chapitre** en a parlé généralement sur la réparation par patch âpre on a fait une petite étude bibliographie et un rappelle sur la mécanique de rupture.

Dans **le 2<sup>ème</sup> chapitre** est divisé par 3 parties : la première partie fait une analyse numérique par code d'élément finis (Abaqus 6.17) appliquée sur une plaque d'aluminium contenant une fissure centrale à différents longueurs (2a) et dans le 2<sup>ème</sup> partie, on a fait le même travaille mais cette fois on a réparé la plaque par un patch composite (borron /époxy) âpre la 3<sup>ème</sup> partie présente la réparation par différents matériaux de patches composites et métallique appliquée pour une longueur de fissure égale (24mm) pour connaitre le meilleur patch de réparation dans le domaine aéronautique et ce qui nous donne un cycle de vie plus long de la structure.

## *RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE*

---

### *RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE DE INTRODUCTION GENERALE*

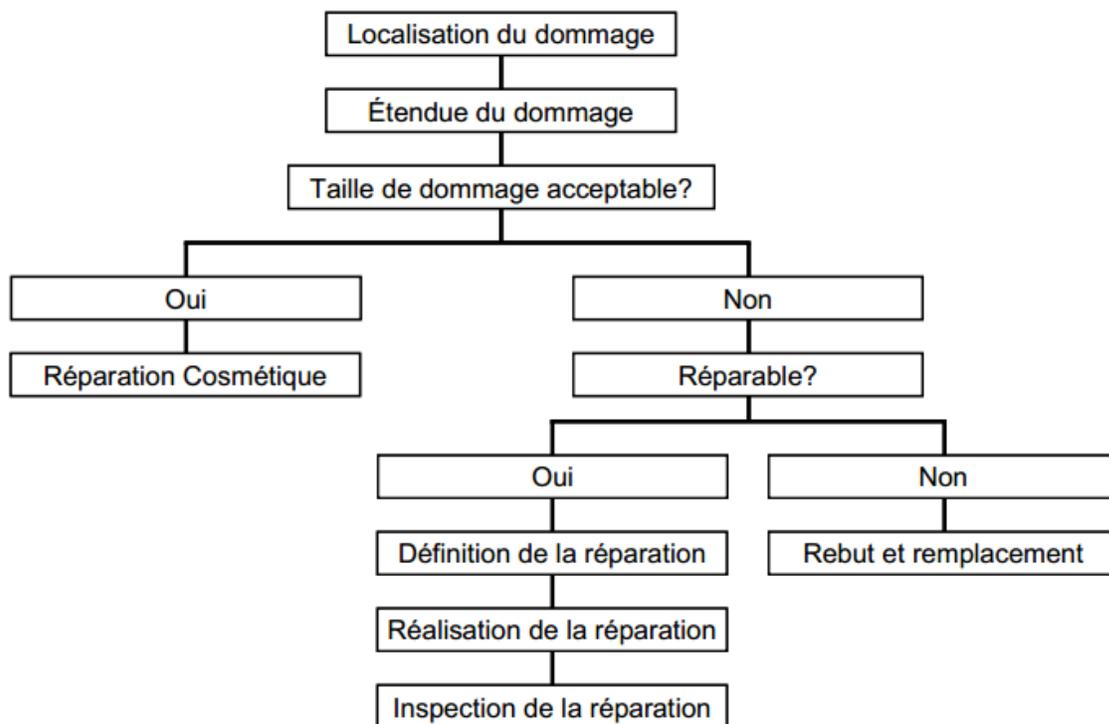
[1]. Mr **BALTACH Abdelghani**, CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE, UDL-SBA,2017

[2]. **Bachir Bachir bouiadjra et al**, Effet de la nature du patch sur la reparation, 4 ème Journées d'Etudes sur la Mécanique des Structures et des Matériaux Approches Expérimentales & Simulations Numériques, Sidi Bel Abbes les 16 et 17 Avril 2018

*Généralité de La réparation par patchs composites dans  
l'aéronautique*

## I.1. Introduction

Les questions de sécurité sont particulièrement sensibles à l'industrie aéronautique et des procédures ont été mises en place pour répondre à ces exigences. La maintenance des aéronefs ne fait donc pas exception à cette règle générale et à la figure I. Il présente les différentes étapes principales de la réparation [1].



**Figure I.1.**Processus de réparation [2].

Ainsi, après un bref historique des réparations composites dans le milieu aéronautique, nous suivrons cet organigramme afin de présenter les étapes importantes d'une réparation.[1]

## I.2. Point sur les endommagements des composites :

### I.2.1. Origine des dommages rencontrés en aéronautique

L'industrie aéronautique a ouvert de nombreuses voies de réforme en particulier. Ces évolutions illustrent l'utilisation de statistiques et de résultats, notamment de l'industrie aéronautique, qui ont permis d'étudier l'origine des dommages et leur fréquence, de suivre ces dommages et de développer de manière significative des moyens de réparation. Des provisions. La plupart des dommages surviennent pendant la maintenance ou pendant les temps d'arrêt au sol, selon Airbus (Figure. I.3 et Figure. I.4).[1]

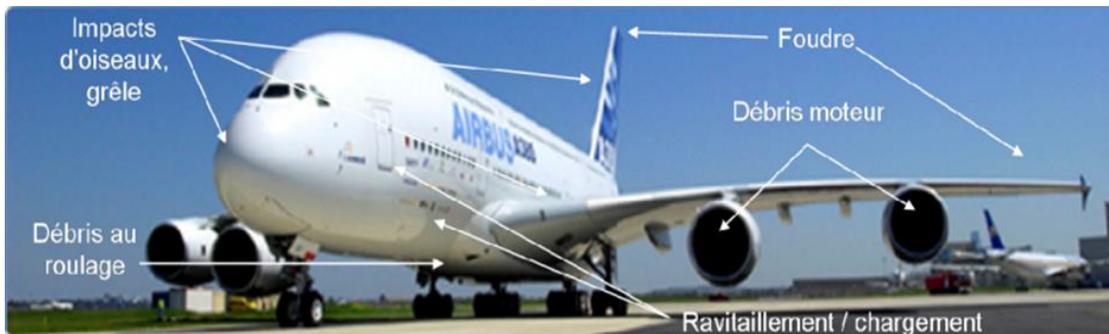


Figure I.2. Origine des différents impacts observés sur un aéronef.[1]

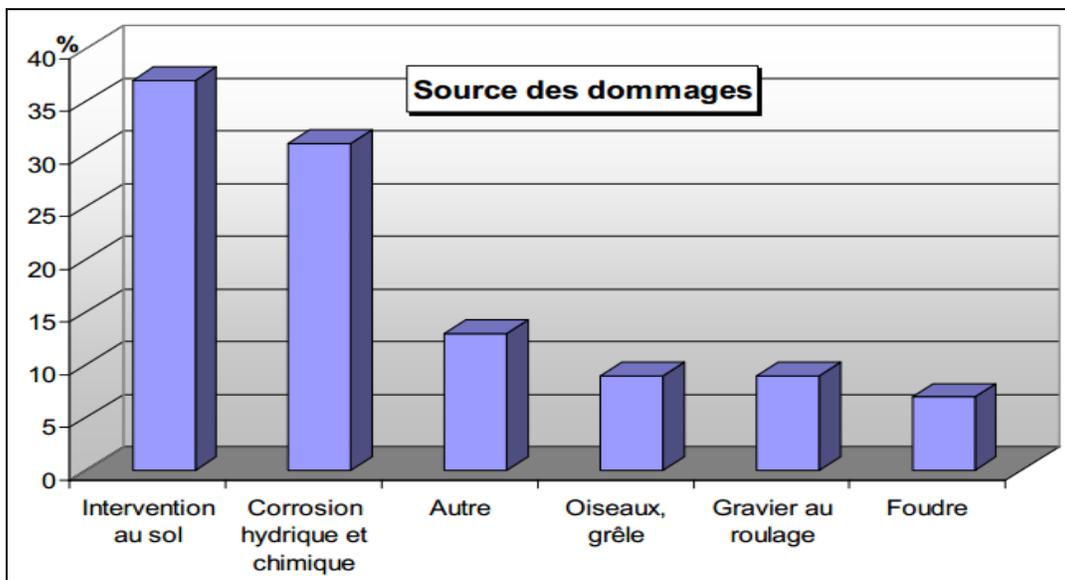


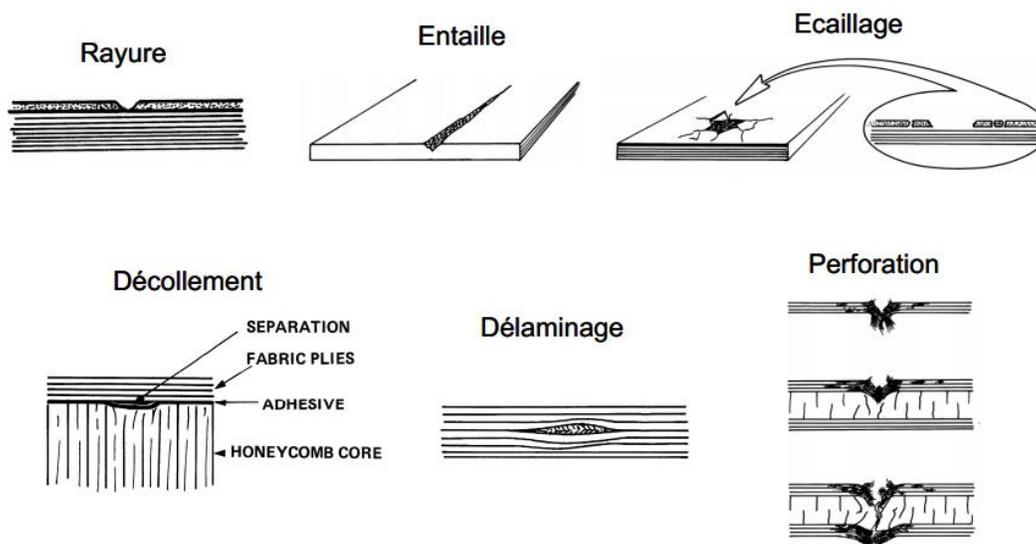
Figure I.3. Nature des dommages sur les aéronefs civils issue de [3].

Un grand nombre d'études sont financées par des agences militaires. Il est intéressant de savoir à quel stade de la vie de l'aéronef le dommage est le plus rencontré afin de réduire sa survenue, mais il est également nécessaire de connaître la nature de ce dommage afin de proposer des structures plus résistantes ou d'adapter des réparations composites. Ces structures contiennent plus de matériaux composites. [1]

### I.3. Les différents types de dommages

#### I.3.1. Les dommages en aéronautique

La sensibilité des composites au délaminage lors des phases d'usinage ou lors de chocs avec des outils ou d'autres pièces d'assemblage. Si l'on regarde plus largement les dommages constatés sur les pièces composites, on trouve plusieurs scénarios de dommages liés à la complexité de ces matériaux. (Graphique. I.5).[1]



**Figure I.4.** Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [4].

Les statistiques présentées par Airbus (Figure I.4), on observe que plus de 50% des dommages sont liés aux charges d'impact. Composites, le remplacement de profilés ou de panneaux semble difficile à concevoir d'un point de vue économique le dommage le plus fréquent rencontré sur les aéronefs est un impact de faible énergie, il est nécessaire de développer

correctement un schéma précis ou une description des mécanismes d'endommagement des structures [1]

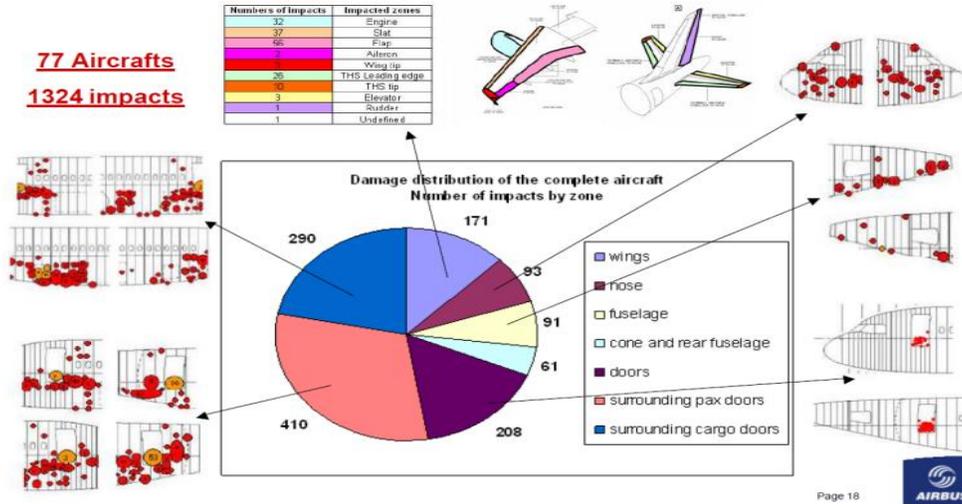


Figure I.5. Présentation de la répartition des réparations sur d'avions Airbus [5].

## I.4. La réparation dans le domaine aéronautique

### I.4.1. La réparation structurale

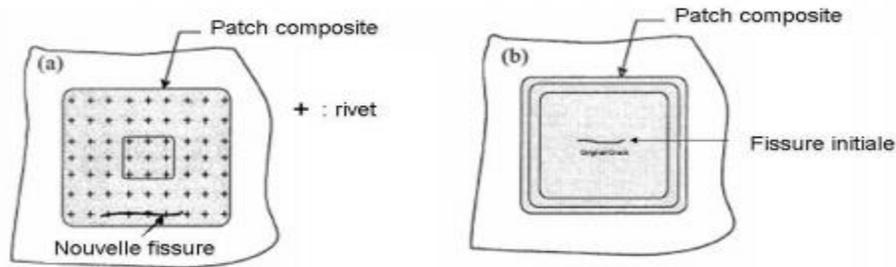
Le schéma de réparation structurale doit être aussi simple et intrusif que possible tout en restaurant les capacités de la structure. Il est nécessaire de supporter les charges finales, le problème de réparation peut être vu du point de vue de l'assemblage. Ainsi, les deux réparations majeures sont mécaniques, comme le montre la section suivante ou physico-chimiques, comme la réparation adhésive ou autre.[6] :

- Boulonnage/rivetage
- Saignement
- Injection
- Collage de patch

## I.4.2. Quel renfort composite choisir ?

Renfort riveté ou collé !

Les deux types de patches, l'un étant riveté, l'autre collé. [7]



**Figure I.6.**Exemples de patches riveté et collé d'après [8]

L'utilisation de patches collés a été préférée à l'utilisation de patches rivetés par ce que [8] :

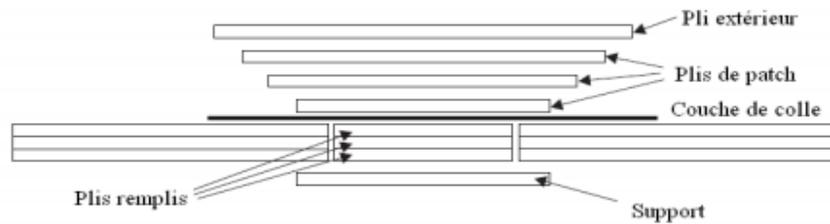
- Le renfort créé est plus efficace avec un patch collé.
- Il existe moins de risque de corrosion avec des patches collés
- Il est plus facile de contrôler la propagation des fissures avec un patch collé

## I.5 Methods de réparation

On recense trois méthodes typiques pour la réparation des matériaux composites par collage de patches [9] :

### I.5.1. Réparation par patches externes

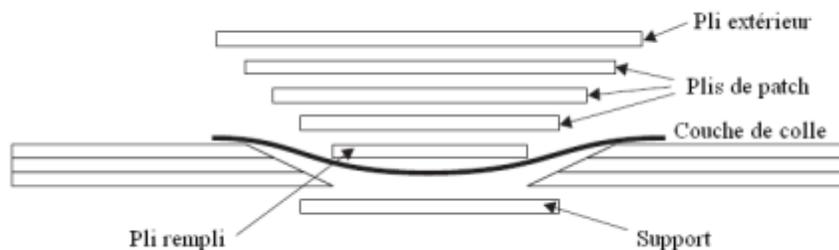
La réparation par patch externe consiste à insérer un bouchon dans la zone « nettoyée », puis à appliquer une couche de colle et un patch externe. Cette méthode demande peu de préparation. Sa mise en œuvre est simple et rapide.[9]



**Figure I.7.** Schéma de réparation par patch externe.[9]

### I.5.2. Réparation par patch intérieur biseauté

La réparation par patch biseauté intérieur demande dans un premier temps de Patches internes nettoyer la partie endommagée avec un angle biseauté de 2 à 3° afin d'obtenir une surface de collage importante. Ensuite, le remplissage se fait couche par couche. Les charges sont transmises essentiellement par l'interface entre le patch et la plaque composite.[9]



**Figure I.8.** Schéma de la réparation biseauté par patch. [9]

### I.5.3. Réparation en escalier par patch interne

Cette méthode est similaire à la méthode précédente, la différence est que nous créons une surface de biseau graduée au lieu d'une surface de biseau lisse avec un très petit angle. Il présente pratiquement les mêmes avantages et inconvénients (Figure I.8) [9]

## I.6. Les travaux de recherche dans le domaine réparation par patch

### I.6.1. Effet de la nature du patch sur la réparation

Bachir Bachir bouiadja et al ont étudié et analysé le facteur d'intensité des contraintes et la distribution des contraintes de cisaillement dans les structures aéronautiques réparées par patch composite ou par patch métallique. La répartition des contraintes dans la couche adhésive sera analysée pour estimer la durabilité de la technique de réparation en faisant varier les différents paramètres du patch. Les résultats obtenus ont montré les meilleurs choix du patch utilisé pour la réparation des structures aéronautiques. [10]

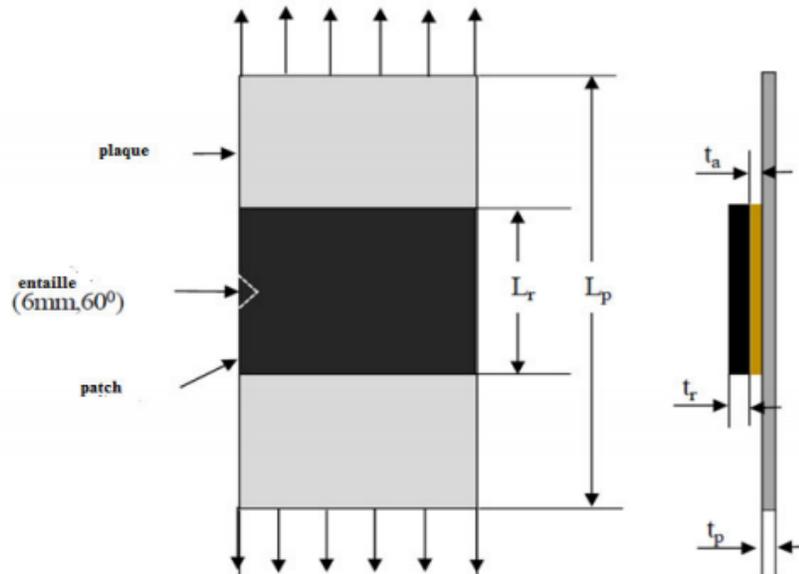


Figure I.9. plaque avec entaille en V [10]

### I.6.2. Etude expérimentale de la réparation des structures d'aéronefs par

#### Collage des patches

Djamel Basaid à étudié la correction par patch composite pour réparer structures d'avions. Ces réparations sont appliquées aux défauts survenus sur les matériaux composites de la structure d'avion de type « Impact Faible Energie » en utilisant la méthode patch de composite à matrice époxy : EPOCASTA50-1, la résine est sans dilution renforcée par des tissus de fibres de verre de même type que celui du fuselage d'avion. Pour la caractérisation à l'état endommagé et la validation des résultats, la méthode de contrôle non destructif CND a été utilisée sur des

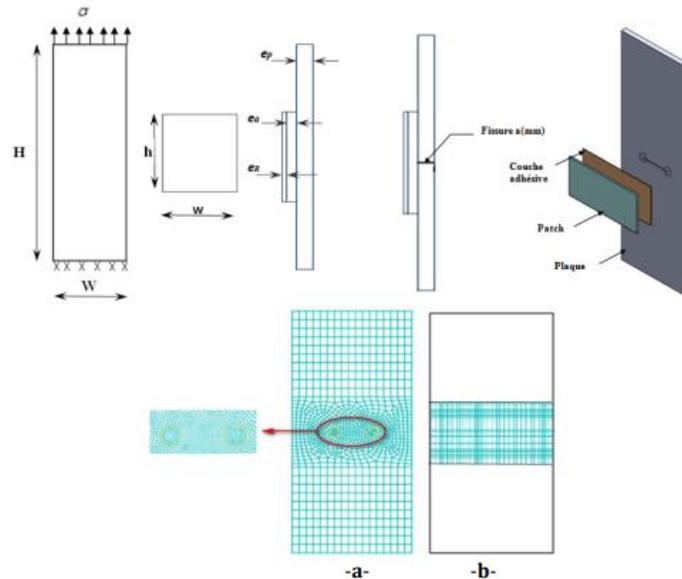
éprouvettes élaborées dans les mêmes conditions que les plaques de réparation fixées sur le fuselage d'avion. [11]



**Figure I.10.** Rupture de fibre après essai de traction [11]

### I.6.3. Effet de la géométrie du patch (Mode I et en mode mixte)

H.I. BELOUFA et al ont étudié et analysé l'effet de la géométrie de correction pour plaque d'aluminium, non réparée et réparée par patch composite (boron/époxy). Le patch est apposé avec une couche adhésive sur la pièce endommagée en calculant des facteurs d'intensité de contrainte (FIC) aux extrémités de la fissure en mode I et mixte. Pour connaître l'effet de la géométrie du patch et de la longueur des fissures sur le coefficient de contrainte, on examine l'effet de l'épaisseur de la couche adhésive et du patch composite. Les résultats obtenus ont montré que le FIC aux extrémités de l'incision réparée par un patch composite de 40 mm de hauteur était réduit de 20% par rapport à ceux réparés par un patch de 5 mm de hauteur. Cette valeur reste constante jusqu'à  $h = 80$  mm. La réduction maximale du patch de fibre composite dans la direction  $y$  est d'environ 94% par rapport à une feuille d'aluminium non réparée. La fine couche adhésive permet le transfert de haute pression sur le patch de réparation.[12]



**Figure I.11.** Modèle géométrique et maillage de la structure (Plaque et patch) [12]

a- Plaque fissurée au milieu.

-b- Patch collé sur la fissure.

### I.6.4. Effet de la forme géométrique du patch sur la réduction du FIC en mode I

Elhadj Biesgir et ses collègues ont présenté une analyse d'éléments 3D limitée de l'effet de la géométrie des patches sur le taux de facteurs de réduction des contraintes (KI et KII). Le travail a été réalisé sur une fine plaque d'aluminium avec une incision centrale inclinée à 45 °. La modélisation de la fixation par collage a été réalisée à l'aide d'un patch composite de différentes formes. En plus des formes de patch, une nouvelle forme de papillon a été proposée. Ce dernier est indiqué par une longueur H, une largeur de B et un collier C au milieu. Une amélioration de la forme de la correction est envisagée pour réduire le facteur d'intensité de contrainte. La comparaison des résultats obtenus avec différentes formes de patch a montré que le patch papillon est plus robuste pour des zones relativement petites. [13]

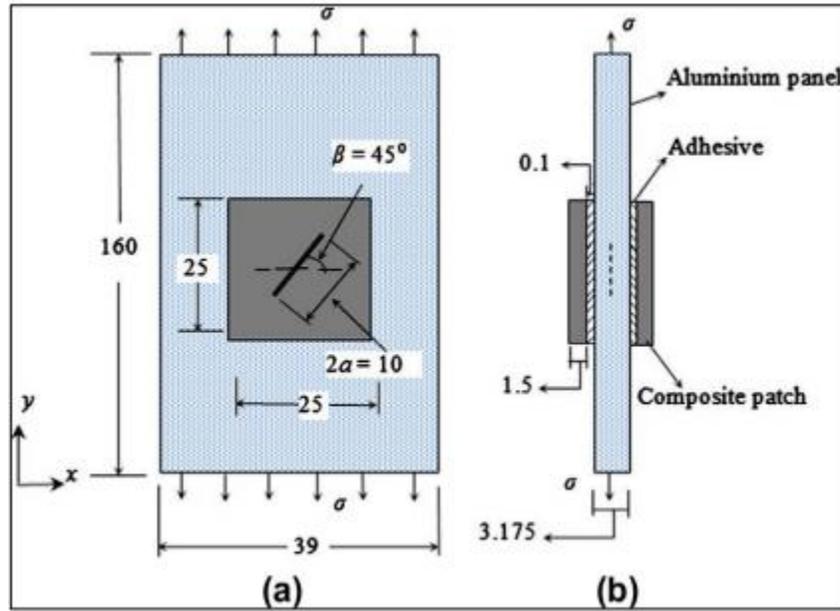


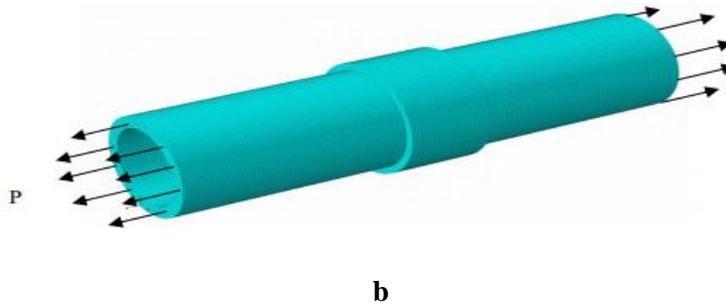
Figure I.12. Modèle géométrique de la structure (Plaque et patch octogonal). [13]

### I.6.5. Étude de la réparation des pipelines avec patch en composite

Aida Achour a étudié et analysé la réparation de tuyaux avec des patches composites soumis à différentes charges, en utilisant la méthode des éléments finis ABAQUS. Ensuite, l'élastique intégré "J" est étudié. Un critère de défaillance est utilisé. Les effets des propriétés mécaniques et d'ingénierie de l'adhésif sur le contraste du facteur d'intensité de contrainte et J inclus dans la tête de fissure ont également été analysés. Les résultats obtenus montrent que la présence du patch réparateur composé réduit significativement le facteur d'intensité de contrainte et le facteur intégral J, ce qui améliore la durée de vie résiduelle du tube. L'intégrité de FIC et J est également réduite lorsque l'élasticité et les propriétés techniques du patch sont améliorées, en particulier lorsque le module d'adhérence de Young et l'épaisseur du patch sont augmentés. [14]



a



**Figure I.13.** a. Effet de la pression interne, b. Effet de la traction.[14]

## I.7. MECANIQUE DE LA RUPTURE

La rupture est un problème auquel les chercheurs auront à faire face dans les constructions et les fabrications des structures. Ce problème est actuellement plus crucial avec le développement de structures complexes lié au progrès technologique (Figure I.14). [15]

Causes de rupture reconnues : [16]

- Structure soudée (propagation de fissure facilitée)
- Mauvaise qualité des soudures (criques et contraintes internes)
- Faible ténacité de l'acier et transition ductile/fragile proche de l'ambiante



**Figure I.14.** Rupture fragile d'un liberty-ship (seconde guerre mondiale) au cours d'un hiver rigoureux, et Rupture d'un autopont lors d'un tremblement de terre.[15]

### I.7.1. MODES DE RUPTURE

La fissuration se manifeste par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties, appelées lèvres de la fissure, ce qui introduit une discontinuité au sens des déplacements. Les mouvements possibles des lèvres de chaque fissure sont des combinaisons de trois modes indépendants (figure I.14) [17] :

- **Mode I** : mode par ouverture
- **Mode II** : glissement de translation
- **Mode III** : glissement de rotation

En pratique on s'intéresse beaucoup plus au mode I parce qu'il est le plus dangereux la propagation.

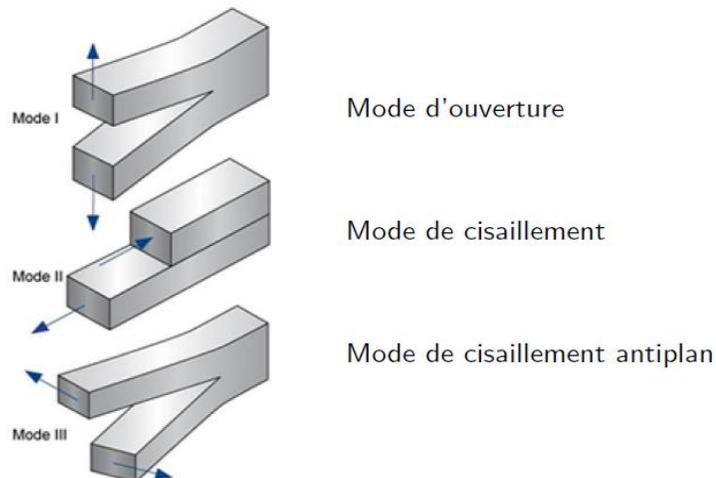


Figure I.15.les trois modes de rupture [17]

Variation d'énergie pour la propagation d'une fissure [16] :

- gain d'énergie élastique par apparition de surfaces libres ( $dW1$ )
- consommation d'énergie mécanique par création de ces surfaces ( $dW2$ ),

$$dW = dW1 - dW2$$

Une fissure se propagera dans un matériau si elle libère plus d'énergie qu'elle en consomme pour se propager...si  $dW > 0$ , la fissure devient instable et se propage librement [15]

### I.7.2 Concept d'intensité des contraintes

La figure I.15 schématise l'ensemble des contraintes appliquées sur un élément centré en un point M de coordonnées polaires  $(r, \theta)$  par rapport à l'extrémité d'une fissure sollicitée en mode d'ouverture ou mode I. Ces contraintes sont décrites par les relations suivantes [16] :

$$\text{Mode I} \left\{ \begin{array}{l} \sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \end{array} \right. \quad 1.1$$

Ces relations peuvent s'écrire sous la forme condensée suivante :

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

$(f_{ij}(\theta))$  Fonction adimensionnelle dépendant du mode de sollicitation.

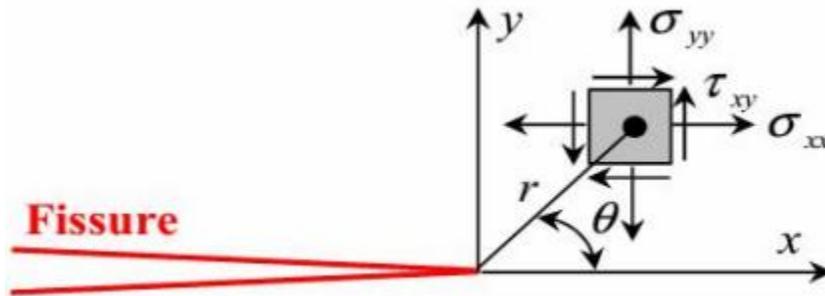


Figure I.16. Définition des axes  $(x, y)$  et des coordonnées  $(r, \theta)$  au voisinage de l'extrémité d'une fissure [18]

Pour différentes configurations de chargement, des formules de calcul du FIC  $K_I$ , que l'on peut trouver dans les manuels spécialisés, ont été élaborées. Il est connu que [16] :

$$K_I = \sigma^\infty \sqrt{\pi a} \quad 1.3$$

$K_I$ : Facteur d'intensité de contraintes

Et l'énergie de Griffith :

$$\text{En déformations planes } \nu^* = \nu \text{ et } G_I = \frac{K_I}{E} (1 - \nu^2) \quad 1.4$$

$$\text{En contraintes planes : } \nu^* = \frac{\nu}{1 + \nu} \text{ et } G_I = \frac{K_I^2}{E} \quad 1.5$$

$$G = \frac{K_I^2}{E} \text{ Et } G_c = \frac{K_{Ic}^2}{E} \quad 1.6$$

G : taux de restitution d'énergie (l'Energie de Griffith)

G<sub>c</sub> : taux de restitution d'énergie critique

Dans l'approche basée sur le concept FIC du MLR, l'échec se produit lorsque le FIC (KI) atteint la valeur critique KIC - cette valeur est en fait la ténacité du matériau ; le coefficient KI est la force motrice dans un matériau dont la résistance à la traction est caractérisée par la ténacité KIC.[16]

### I.8.CONCLUSION

Dans ce chapitre précédent, nous avons présenté une explication simplifiée des types de dommages qui se produisent au niveau de la cellule en raison du facteur d'intensité de stress et de l'énergie réduite. La connaissance des schémas de rupture ou de séparation en déplaçant les surfaces des fissures dans des directions opposées et perpendiculaires au plan de la fissure est appelée Mode I. Dans le même contexte, nous avons parlé des types de corrections qui aident à réduire le stress des réparations au moyen de patchs composites (Collage de patch)

Enfin, d'après les travaux des chercheurs, le FIC est la base de toute analyse de la mécanique de la rupture

## RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE

---

### RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE DE CHAPITRE I

- [1]. **Mathieu Hautier**, Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique, Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2010
- [2]. **Falzon B. G.**, "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperial College of London, TP-155, 2006
- [3]. **Thévenin R.**, "*Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, [https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx,\\_Chicago](https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx,_Chicago), IL, Airbus, 2006
- [4]. **Torres M., Plissonneau B.**, "*Repair of Helicopter composite structure: Techniques and Substantiations*", *Advisory group for aerospace research & development (AGARD) CP402*, Teh Repair of Aircraft Structures Involving Composite Materials, p.6-1-6-21, 1986
- [5]. **Leon-Dufour J.-L.**, "Dimensionnement des structures composites aux dommages", Journée de l'Association Aéronautique et Astronautique de France - 3AF, CNES, Toulouse, Airbus, 2008
- [6]. **A.Cerisier**, prédiction du comportement d'une réparation structurale collée escalier application d'une méthodologie par évaluateurs technologique Université Paul Sabatier - Toulouse III juin 2017
- [7]. **Jean-Denis Mathias**. Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques. Matériaux. Université Blaise Pascal - ClermontFerrand II, 2005.
- [8] **Baker, A.** Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of australian work. *Composite Structures*2 (1984), 153–181.
- [9]. **P. CHENG**, Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patches externes, l'Université de Bourgogne, 15 décembre 2010

## *RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE*

---

- [10]. **Bachir Bachir bouiadjra et al**, Effet de la nature du patch sur la réparation, 4<sup>ème</sup> Journées d'Etudes sur la Mécanique des Structures et des Matériaux Approches Expérimentales & Simulations Numériques, Sidi Bel Abbes les 16 et 17 Avril 2018
- [11]. **OUINAS, D.**, et al. Effet de la forme géométrique du patch sur la réduction du FIC en mode I. *Journées d'Etudes Nationales de Mécanique, JENM*, 2011.
- [12]. **Beloufa, H. I.**, et **Ouinass, D.** 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. In *Congrès français de mécanique*. AFM, Association Française de Mécanique. (2015).
- [13]. **Besseghier ElHadj, et al.** "Effect of Patch Shape on the Repair Efficiency of a Cracked Aluminum Panel." *Materials and Engineering Structures* 4 (2017): 225-233.
- [14]. **ACHOUR Aida**, ETUDE DE LA REPARATION DES PIPELINES AVEC PATCH EN COMPOSITE, UMAB Mostaganem, le 08/11/2016
- [15]. **Dr MERABTINE.A.** (POLYCOPIE DE COURS) MECANIQUE de la RUPTURE et FATIGUE
- [16]. **DIHA Abdallah**, (POLYCOPIE DE COURS) Mécanique de la rupture, Université de Tébessa, 2018
- [17]. **Mr BALTACH Abdelghani**, CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE, UDL-SBA, 2017
- [18] **SERIARI. F.Z.**, Etude du comportement en rupture par fatigue des structures réparées par patch sous chargement variable, THESE de doctorat, Université Abou Bekr Belkaid,

***Chapitre II : réparation des structures endommagé par  
patch en composite***

## II.1. Introduction :

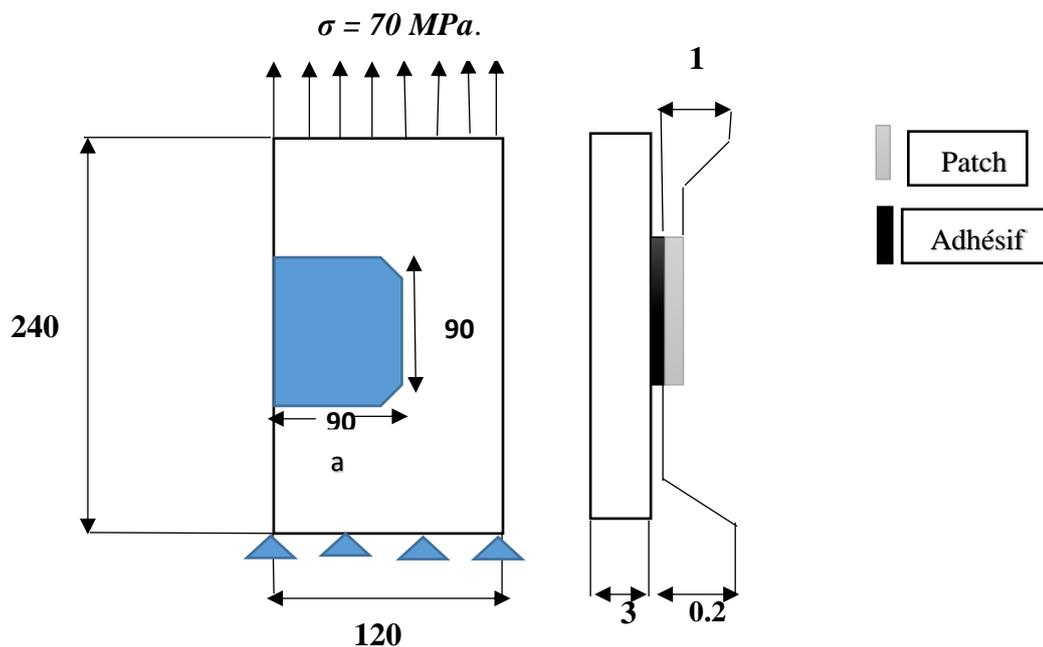
Dans ce chapitre, nous travaillons sur une analyse numérique d'une plaque d'aluminium 2024 contenant une fissure centrale et perpendiculaire à la direction d'appui, pour calculer les contraintes de Von Mises, Facteur d'intensité de contrainte KI et J intégrale en utilisant le code éléments finis Abaqus 6.17.

## II.2. MODELE GEOMETRIQUE

Dans cette étude, nous avons choisi l'exemple qui a été traité par [1] Pour valider cette simulation numérique, nous avons représenté le modèle géométrique de la plaque à étudier sur **la figure. II.1** Les dimensions du panneau, du patch et du ruban sont visibles.

Certaines des informations sur la plaque sont la plaque en aluminium 2024-T3 avec des dimensions de (240 x 240) mm<sup>2</sup> et une épaisseur de 3 mm et contient une fente centrale de longueur 2a.

Le patch composite et l'adhésif utilisé ont des dimensions (180 x 90 mm<sup>2</sup>) et des épaisseurs de 1 mm et 0,2 mm respectivement.



**Figure II.1.** Modèle géométrique d'éprouvette à une fissure centrale réparé (les dimensions sont en mm)

### II.3. Propriété Mécaniques

Propriétés mécaniques de la plaque d'alliage d'aluminium 2024-T3, du patch composite bore / époxy, de l'adhésif FM-73 dans le tableau II.1. Sous une contrainte capacitive appliquée  $\sigma = 70$  MPa, la plaque s'est fissurée en raison d'une charge de traction dans la direction verticale le long de l'axe "YY". les analyses effectuées étaient en mode I pour différentes longueurs de fissures ( $2a$ ) comprises entre ( $2a = 0.1 \times W$  et  $2a = 0.6 \times W$ ). [2]

Où :  $W$  est la largeur de la plaque.

Les propriétés des matériaux utilisés dans cette étude sont comme suit :

**Tableau II.1.** Propriétés des matériaux [1].

Propriétés	Matériaux		
	Aluminium 2024-T3	Boron/epoxy	Adhésif (FM73)
Module de Young Longitudinal E1 (GPa)	72	208	0.97
Module de Young Transversal E2 (GPa)	-	25.4	
Module de Young Transversal E3 (GPa)	-	25.4	
Coefficient de Poisson $\nu_{12}$	0.3	0.17	0.32
Coefficient de Poisson $\nu_{13}$	-	0.17	
Coefficient de Poisson $\nu_{23}$	-	0.04	
Module de Cisaillement $G_{12}$ (GPa)	-	7.24	
Module de Cisaillement $G_{13}$ (GPa)	-	7.24	
Module de Cisaillement $G_{23}$ (GPa)	-	4.94	

**Tableau II.2.** Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium. [1]

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

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

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

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

#### **II.4. Modélisation par éléments finis (F.E.M)**

Pour l'analyse des contraintes mécaniques, la méthode des éléments finis (F.E.M.) est utilisée depuis une trentaine d'années. Cette méthode repose sur des ordinateurs pour le calcul et la conception à l'aide des programmes disponibles sur le marché, à savoir Abaqus, Nastran, Catia et SolidWork. [4]

Dans notre étude, nous avons utilisé le logiciel Abaqus 6.17.

#### **II.5. Logiciel de modélisation/simulation par Abaqus**

Abaqus est aujourd'hui l'un des émulateurs les plus puissants. C'est un outil basé sur la méthode des éléments finis pour résoudre des problèmes allant d'analyses relativement simples à des simulations très complexes. Il possède une riche bibliothèque d'éléments qui permettent de modéliser toute forme géométrique et de simuler son comportement tels que les métaux, les caoutchoucs, les polymères et les composés. [4]

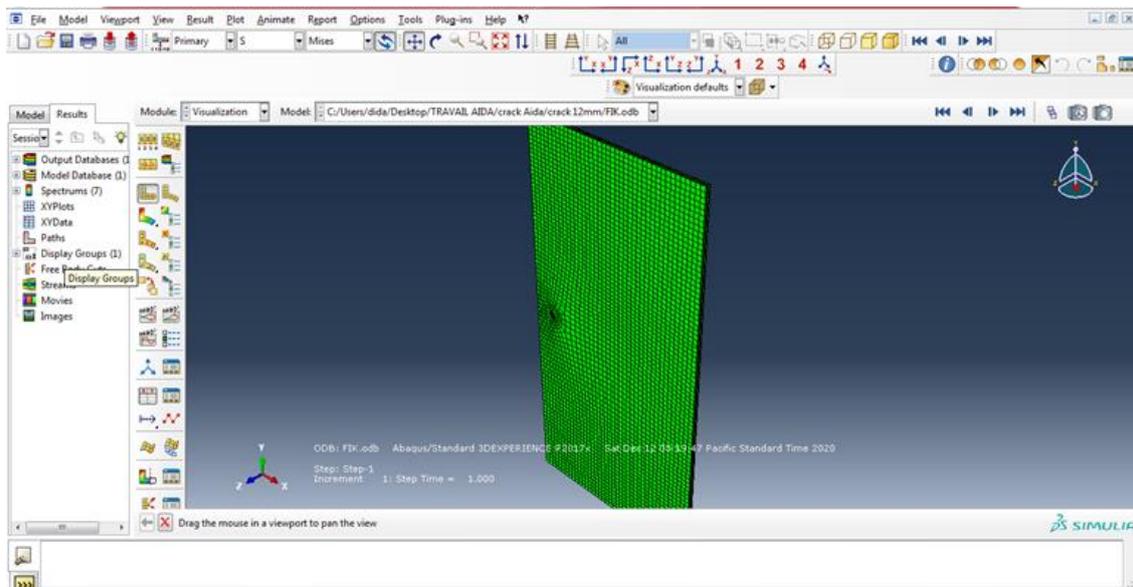


Figure II.2. Modélisation par le code Abaqus 6.17.

## II.6. Structure et tâches

Chaque module contient les outils qui sont propres à une partie de la tâche de modélisation [4]:

### Module « PART »

créer tous les objets géométriques nécessaires soit en les dessinant dans Abaqus, soit en les important d'un logiciel de dessin tiers.

**Module « PROPERTY »** : Nous utilisons cette propriété pour définir toutes les propriétés d'un objet géométrique.

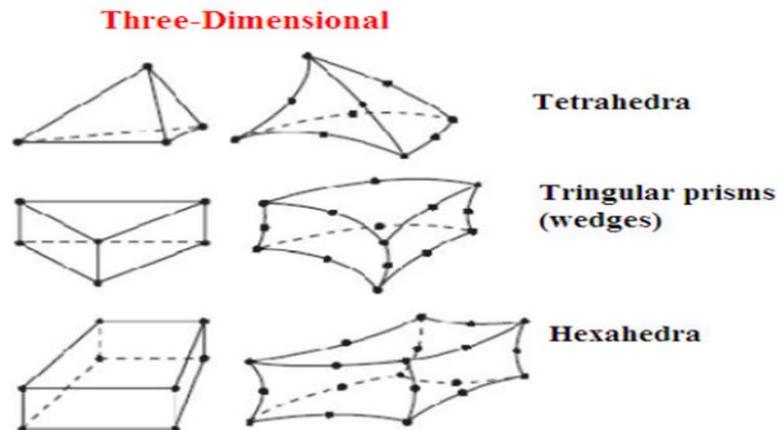
**Module « ASSEMBLY »** : pour assembler les différents objets géométriques créés dans un même repère.

**Module « STEP »** : créer des forces ou des conditions limites.

**Module « INTERACTION »** : Identifier toutes les réactions mécaniques ou thermiques dans l'ensemble modélisez les pièces et les zones

**Module « LOAD »** : Détermine toutes les charges thermiques mécaniques, et Conditions aux limites À l'étape 1, la force est appliquée, à l'étape 2, elle devient active.

**Module « MESH »** : Ce module est nécessaire pour créer une grille d'éléments finis sur les zones de regroupement et de coloration en fonction du code lié aux méthodes que vous utiliserez pour lier les instances



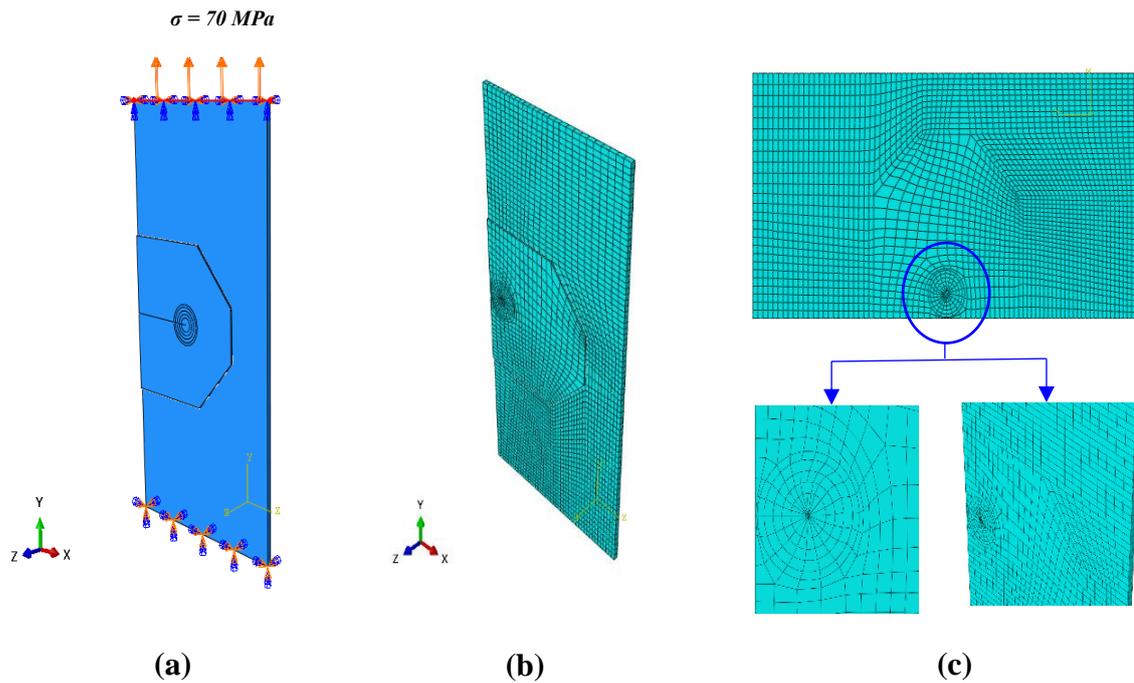
**Figure II.3.** Types de maillages possibles dans Abaqus [4]

**Module « JOB » :** Nous utilisons le module fonction pour faire l'analyse du modèle qu'Abaqus tire des conclusions.

## II.6. MAILLAGE PAR ELEMENTS FINIS ET CONDITIONS AUX LIMITES

Dans (Fig. II.4) nous avons représenté le réseau et les conditions aux limites de la plaque étudiée. Pour réduire le temps de calcul on se limite à étudier la moitié (1/2) de l'échantillon réparé en raison de la similitude de géométrie et des conditions de chargement du modèle étudié le long des axes X-X et Y-Y. [2]

Un maillage raffiné a été utilisé au voisinage de la fissure afin d'augmenter la précision des résultats. Les trois parties du modèle, la plaque, la couche adhésif et le patch, ont été discrétisés avec des éléments de type " briques ISO paramétriques à 20 nœuds (C3D20R : A 20-node quadratic brick, reduced integration, 20-node ISO-parametric brick elements) ", suivant la direction de l'épaisseur « l'axe zz » (**Figure.II.4 (a)**). D'autre part, dans la pointe de fissure on a utilisé le type d'élément (C3D15 : A 15-node quadratic triangular prism) : prisme triangulaire quadratique à 15 nœuds (**Figure.II.4 (b)**). [2]



**Figure.II.4.** Modèle EF de la plaque réparée : (a) conditions aux limites ; (b) Modèle et maillage typique de 1/2 de la plaque réparée ; (c) Maillage autour de la pointe de Fissure.

## II.7.PART I NON REPAIRE

### II.7.1. Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes non patchées

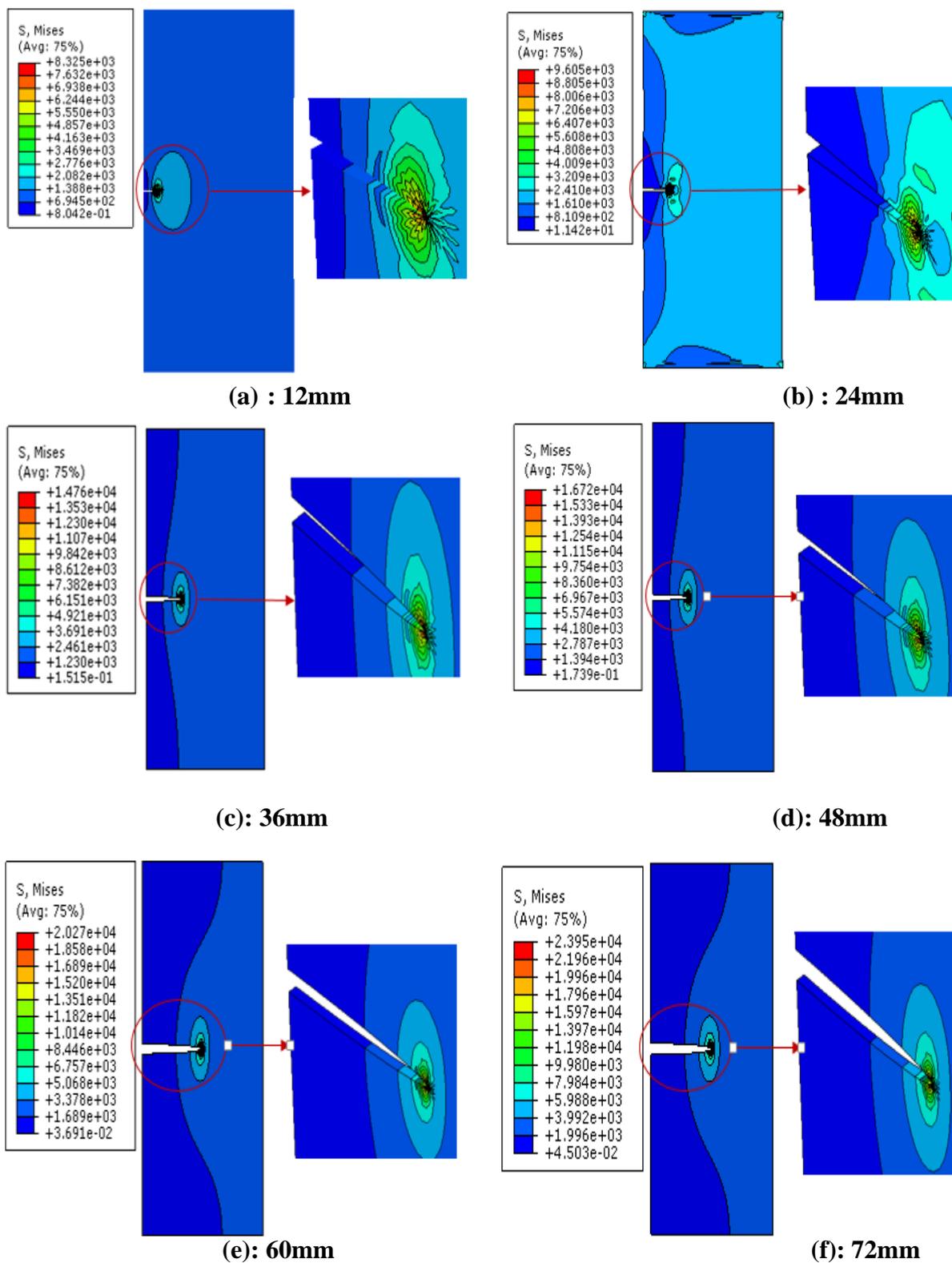


Figure II.5. Cartographie des Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes non patchées

La figure II.5 représente la distribution des contraintes maximale de Von Mises en fonction de la longueur de fissure en (mm) dans les éprouvettes non patches. On remarque que la contrainte maximale de Von Mises culmine à chaque fissure et cela augmente à mesure que l'on augmente la longueur de la fissure.

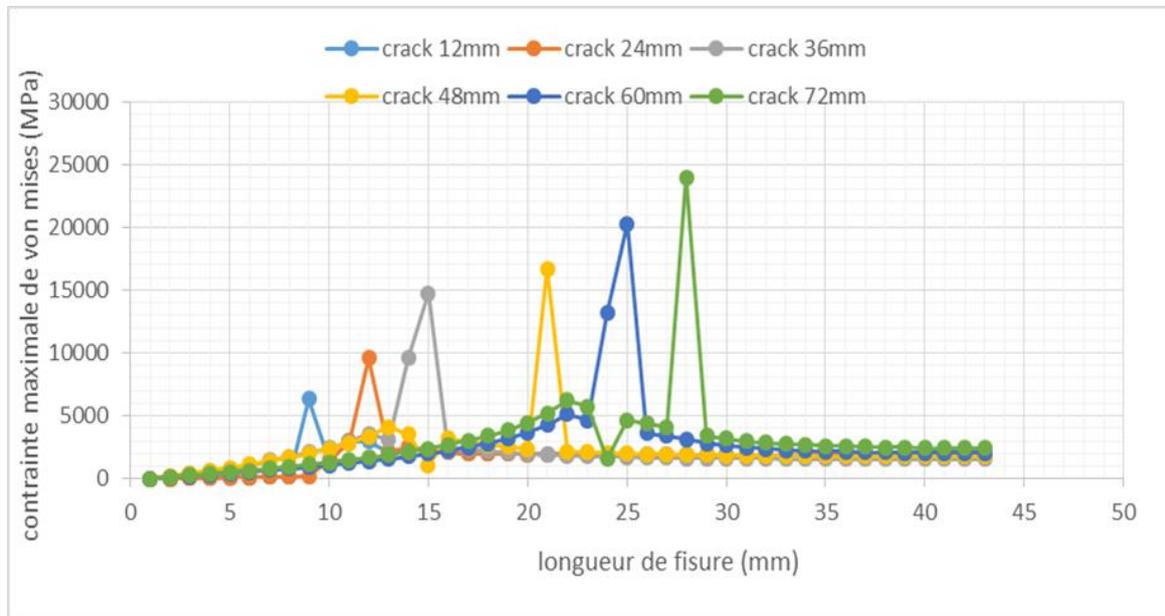
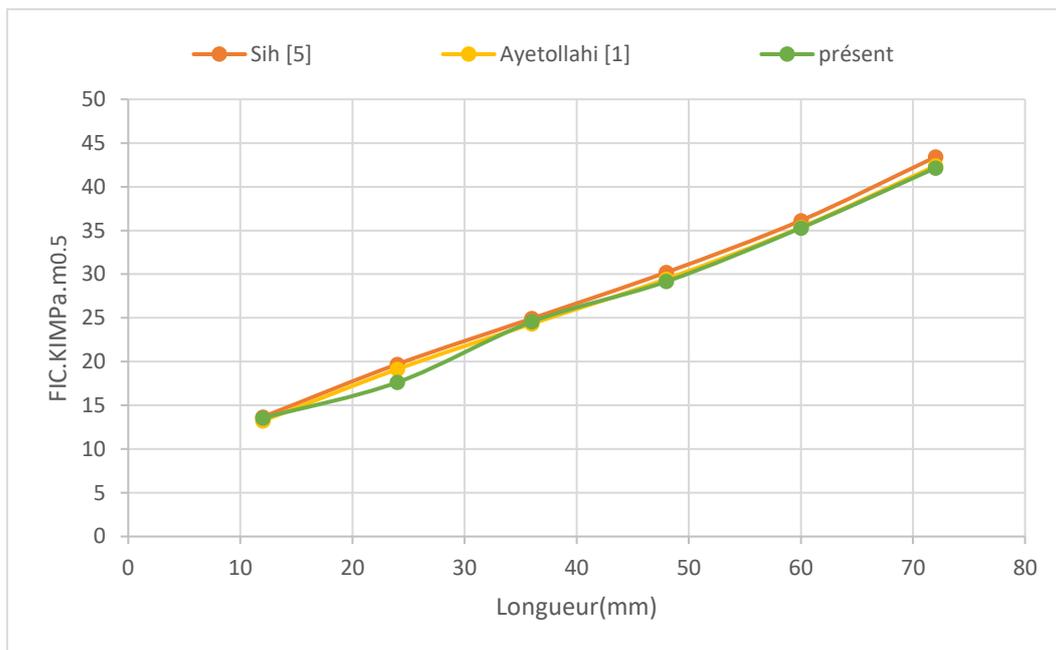


Figure II.6. Variation de contrainte maximale de Von Mises en fonction de la longueur de fissure pour les éprouvettes non patchées.

Dans la figure II.6 et pour une longueur de fissure égale 12mm la contrainte équivalent varie entre max :  $8.325 \times 10^3$  MPa et min :  $8.04 \times 10^{-4}$  MPa. D'autre part, nous remarquons dans la même Figure et pour une longueur de fissure  $a=72$ mm, la contrainte équivalent varie entre max :  $23.95 \times 10^3$  MPa et min :  $4.5 \times 10^{-5}$  MPa.

Tableau II.4. Comparaison des FIC pour les éprouvettes non patches.

Longueur de fissure (mm)	$a/W_P$	Sih [5]	Ayetollahi [1]	Present
		$K_I$ (MPa.m <sup>0.5</sup> )	$K_I$ (MPa.m <sup>0.5</sup> )	$K_I$ (MPa.m <sup>0.5</sup> )
12	0.1	13.67	13.22	13.55
24	0.2	19.70	19.13	17.63
36	0.3	24.93	24.33	24.56
48	0.4	30.21	29.45	29.16
60	0.5	36.13	35.36	35.28
72	0.6	43.40	42.38	42.14



**Figure. II.7.** Evolution du FIC en fonction de la longueur de fissure pour une structure fissurée non réparée.

La **Figure. II.7** montre l'évolution du FIC en fonction de la longueur de fissure pour une structure fissurée non réparée. Nous constatons dans cette figure que les résultats de FIC qui est affichée par le code abaqus avec les résultats antérieurs de Sih et Ayetollahi sont convergents.

### II.7.2. Facteur d'intensité de contrainte KI dans les éprouvette non patches

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	K FACTOR ESTIMATES				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1 -23-	K1:	7797.	1.3554E+04	1.3977E+04	1.4206E+04	1.4404E+04
	K2:	-410.9	639.0	547.8	423.5	337.0
	K3:	-4.4913E+04	-5.7667E+04	-4.9826E+04	-4.3376E+04	-3.8345E+04
	MERR DIRECTION (DEG):	6.660	-6.120	-5.220	-3.888	-2.628
	J from Ks:	3.8015E+04	6.3708E+04	4.8281E+04	3.7255E+04	2.9730E+04

(a)

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	K FACTOR ESTIMATES				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-23-	K1: 9591.	3.7437E+04	4.0434E+04	4.1467E+04	4.2146E+04
		K2: -6407.	3277.	4106.	3382.	2689.
		K3: -1.6539E+05	-3.9348E+05	-3.9191E+05	-3.9374E+05	-4.0448E+05
MERR	DIRECTION (DEG):	48.67	-9.864	-11.27	-9.324	-7.668
	J from Ks:	5.0694E+05	2.8774E+06	2.8577E+06	2.8851E+06	3.0443E+06

(b)

Figure II.8. KI (MPa.mm<sup>0.5</sup>) dans les éprouvettes non patchés.

(a) : 12mm, (b) : 72mm.

### II.7.3. Facteur de j-intégral dans les éprouvettes non patchés

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	J - I N T E G R A L E S T I M A T E S				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-23-	2176.	2316.	2321.	2324.	2326.
	-24-	2183.	2323.	2328.	2331.	2333.
	-25-	2180.	2319.	2324.	2327.	2329.
	-26-	2181.	2321.	2326.	2329.	2331.
	-27-	2182.	2321.	2327.	2330.	2332.
	-28-	2181.	2321.	2326.	2329.	2331.
	-29-	2180.	2319.	2324.	2327.	2329.
	-30-	2183.	2323.	2328.	2331.	2333.
	-31-	2176.	2316.	2321.	2324.	2326.

Figure II.9. J-intégral (mJ/mm<sup>2</sup>) de l'éprouvette non patchée, (a) : 12mm.

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	J - I N T E G R A L E S T I M A T E S				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-23-	1.9736E+04	2.1745E+04	2.1914E+04	2.2045E+04	2.2144E+04
	-24-	1.9759E+04	2.1771E+04	2.1940E+04	2.2070E+04	2.2169E+04
	-25-	1.9749E+04	2.1758E+04	2.1927E+04	2.2057E+04	2.2156E+04
	-26-	1.9753E+04	2.1763E+04	2.1933E+04	2.2063E+04	2.2162E+04
	-27-	1.9755E+04	2.1766E+04	2.1935E+04	2.2065E+04	2.2164E+04
	-28-	1.9753E+04	2.1763E+04	2.1933E+04	2.2063E+04	2.2162E+04
	-29-	1.9749E+04	2.1758E+04	2.1927E+04	2.2057E+04	2.2156E+04
	-30-	1.9759E+04	2.1771E+04	2.1940E+04	2.2070E+04	2.2169E+04
	-31-	1.9736E+04	2.1745E+04	2.1914E+04	2.2045E+04	2.2144E+04

Figure II.10. J-intégral (mJ/mm<sup>2</sup>) de l'éprouvette non patchée, (b) : 72mm.

Pour la théorie initiale de Griffith – théorie qui s’applique à une rupture fragile seulement, l’énergie  $\Delta U$  correspond à l’énergie nécessaire pour créer de nouvelles surfaces dans le matériau ( $\Delta U = \Delta W_{\text{sep}}$  avec  $\Delta W_{\text{sep}}$  l’énergie de séparation des surfaces). On appelle ensuite énergie de Griffith  $G$  la quantité  $\Delta U$  rapportée à l’unité de surface : [6]

$$G = \lim_{\Delta a \rightarrow 0} \frac{\Delta U}{\Delta A} = \frac{\partial U}{\partial A}$$

Pour une fissure de longueur  $2a$  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 élastique, isotrope et linéaire de module d’Young  $E$  et soumise à une contrainte de traction  $\sigma^\infty$ , l’énergie de Griffith  $G$  par unité de surface fissurée est donnée par : [6]

$$\text{En déformations planes} \quad \nu^* = \nu \quad \text{et} \quad J_I = G_I = \frac{K_I}{E} (1 - \nu^2)$$

$$\text{En contraintes planes} : \nu^* = \frac{\nu}{1 + \nu} \quad \text{et} \quad J_I = G_I = \frac{K_I^2}{E}$$

Nous constatons sur la **figure II.9**, Pour une fissure de longueur 12mm dans une plaque d’un matériau élastique, linéaire et isotrope, la quotité de l’énergie de séparation des surfaces égale à 2326J/m<sup>2</sup>. D’autre part, pour une longueur de fissure égale à 72 mm, la quotité de l’énergie de séparation des surfaces égale à 22144mJ/mm<sup>2</sup> ceci mentionnée dans la **figure.**

## II.10

### II.7.4. Déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes non patchées.

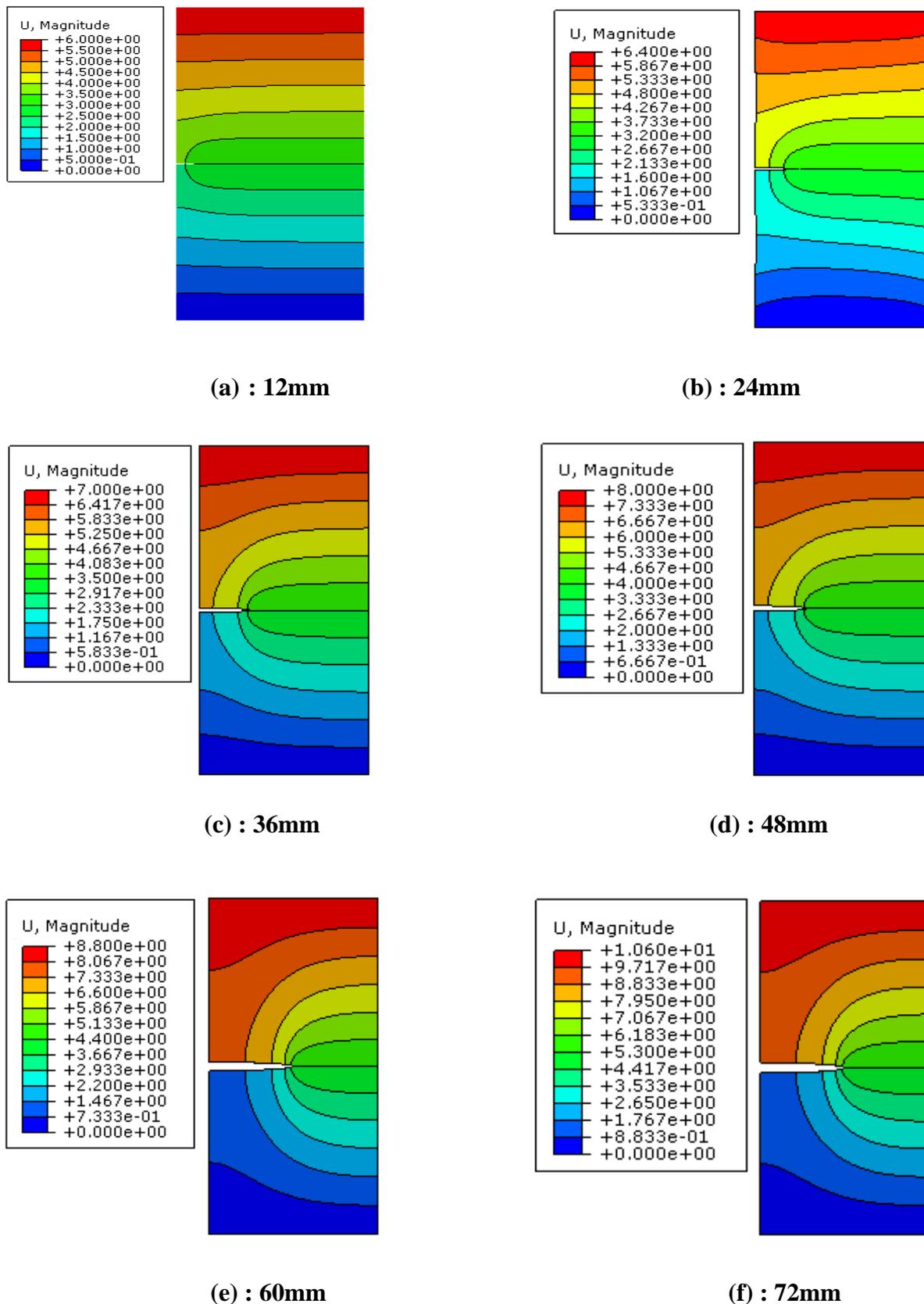


Figure II.11. Cartographie des déplacements suivant (YY') dans les éprouvettes non patchées

La Figure II.11 représente la variation de déplacement totale suivant la direction de la charge en fonction de la longueur de fissure, on constate que la réparation de déplacement totale dans la structure n'est pas homogène. Autrement dit, Les résultats de cette analyse montrent que les déplacements totaux les plus significatives sont localisés au dans la partie supérieure de la tôle (Figure II.11). Ce comportement est dû aux effets des contraintes de traction. Notant que pour une longueur des fissures égales à (12mm, 24mm, 36mm, 48mm, 60mm, 72mm), l'intensité des déplacements totaux gales à (6mm, 6.4mm, 7mm, 8mm, 8.8mm, 10.6mm).

## II.8.PART II Réparation par patch

### II.8.1. Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches.

Les figures suivantes présentes la distribution des contraintes de Von Mises dans la plaque en AL2024 réparée et sous un chargement en traction de 70 MPa pour différentes longueurs de fissure (mm). Nous remarquons que les contraintes de Von mises diminuer dans les éprouvettes patches par rapport aux résultats non patches.

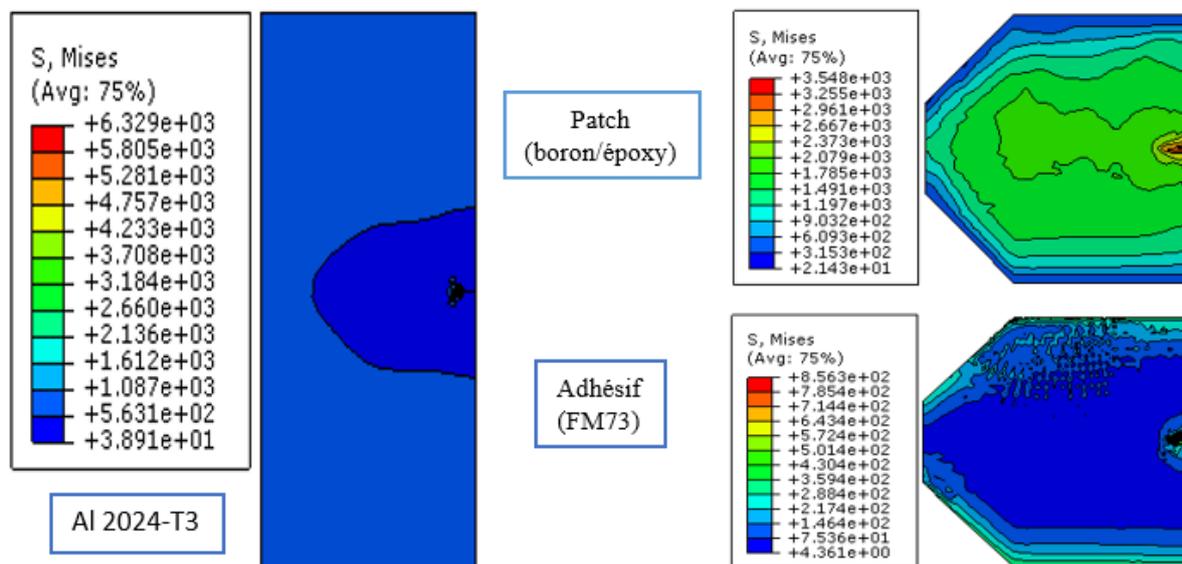


Figure II.12. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes en patches pour une longueur de fissure, 12mm.

On remarque dans la Figure 12 que la contrainte équivalente dans la plaque fissurée de 12 mm égale  $6.329 \times 10^3$  MPa et dans le patch égale  $3.548 \times 10^3$  MPa.

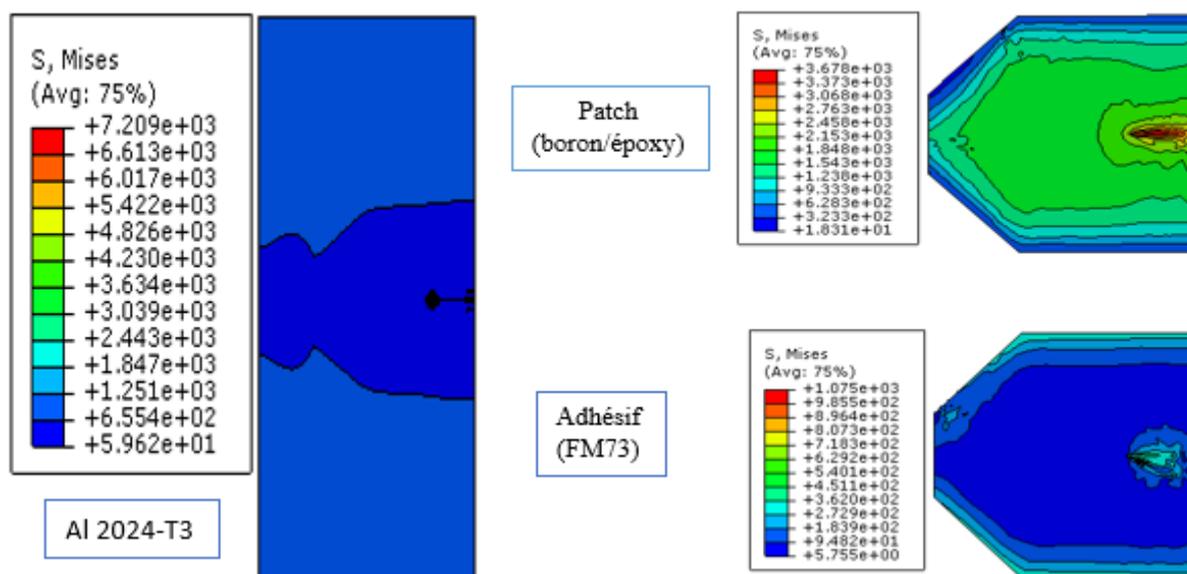


Figure II.13. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour une longueur de fissure, 24mm.

On remarque dans la figure II.13 que la contrainte équivalente dans la plaque fissurée de 24 mm égale  $7.209 \times 10^3$  MPa, dans le patch égale  $3.678 \times 10^3$  MPa.

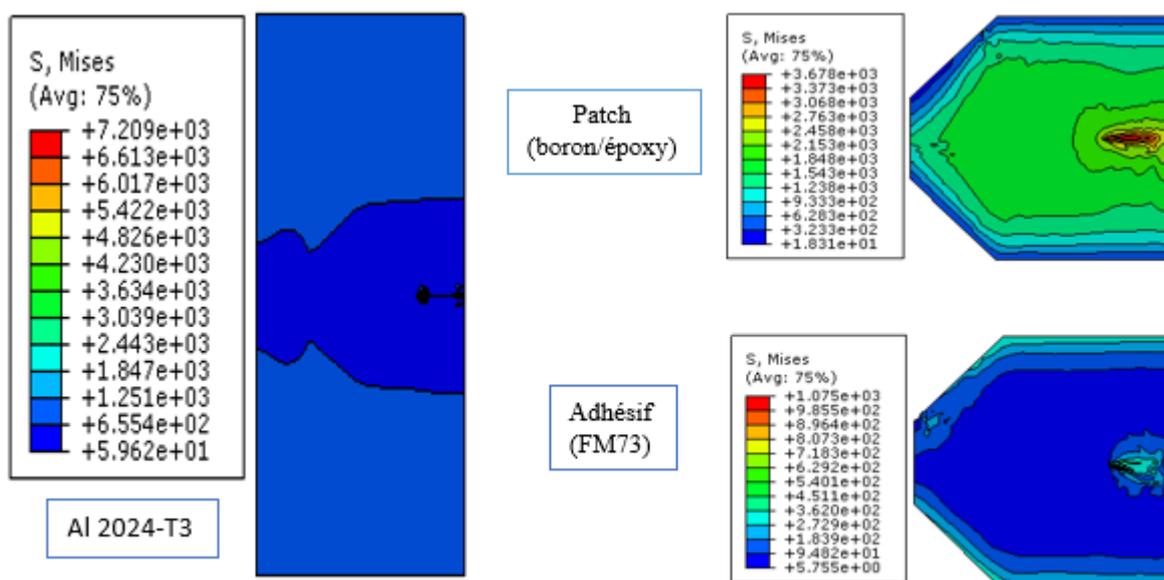


Figure II.14. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour la longueur de fissure, 36mm

On remarque dans la figure 14 ci-dessus que la contrainte équivalente dans la plaque fissurée de 36 mm égale  $7.209 \times 10^3$  MPa et dans le patch égale  $3.678 \times 10^3$  MPa par apport à l'adhésif.

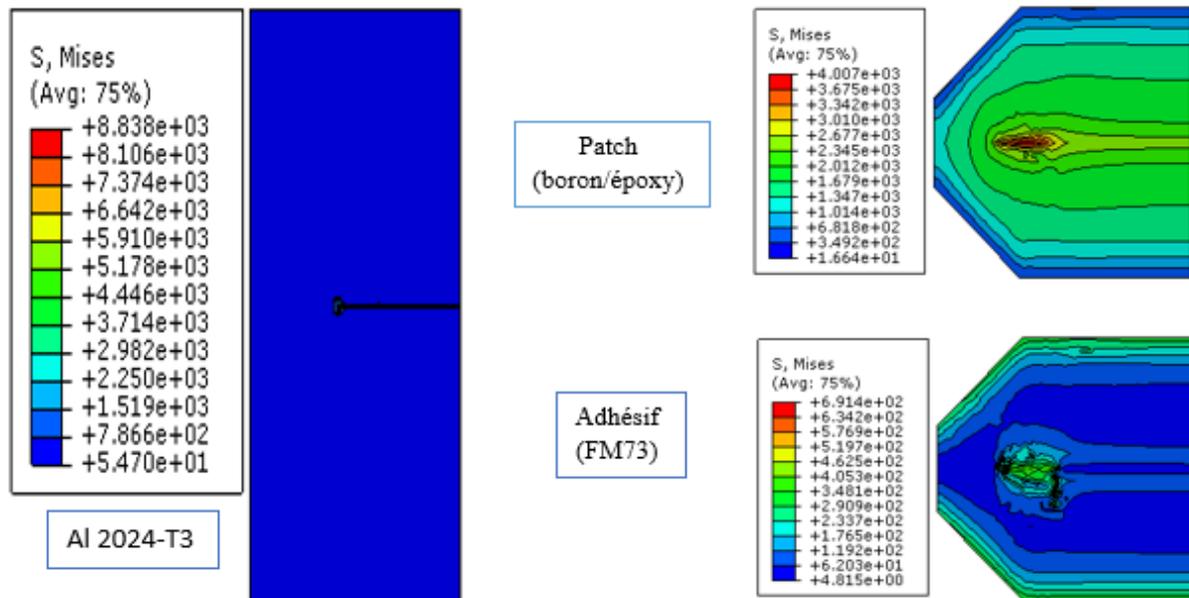


Figure II.15. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour la longueur de fissure, 48mm

D'autre part, si la longueur de fissure égale 48mm, la contrainte de Von Mises dans la plaque en 2024 égale  $8.838 \times 10^3$  MPa et dans le patch égale  $4.007 \times 10^3$  MPa.

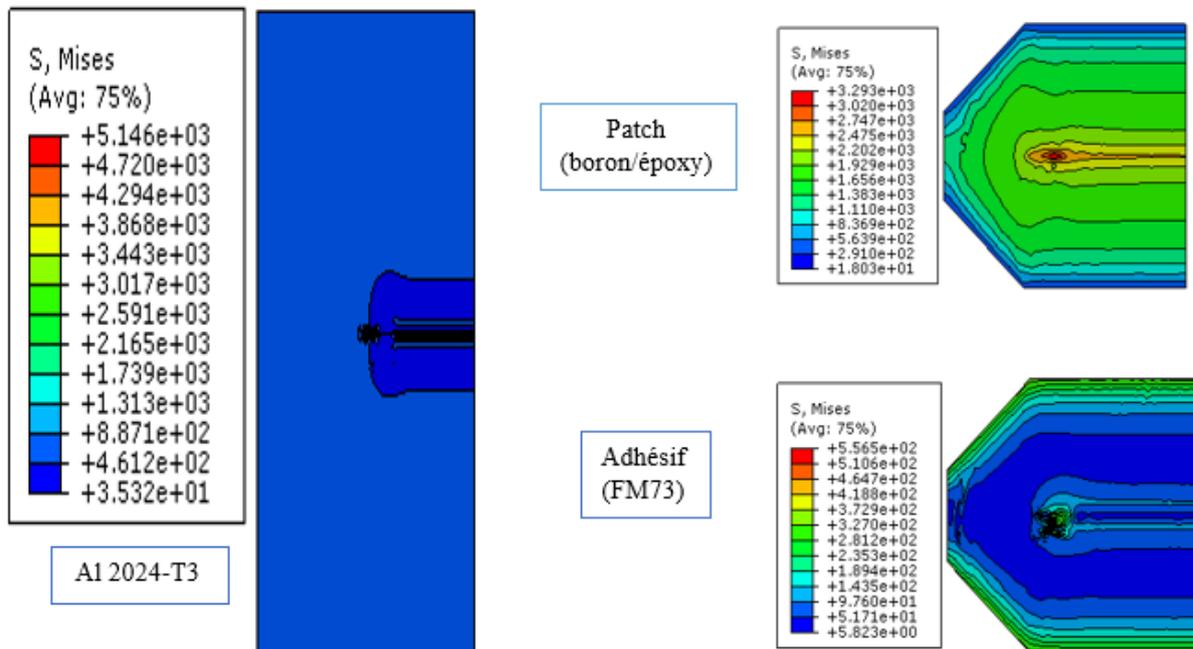


Figure II.16. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour une longueur de fissure, 60mm

La figure II.16 illustre que la contrainte de Von Mises dans la plaque fissurée de 60 mm égale  $5.146 \times 10^3$  MPa et dans le patch en boron époxy égale  $3.293 \times 10^3$  MPa.

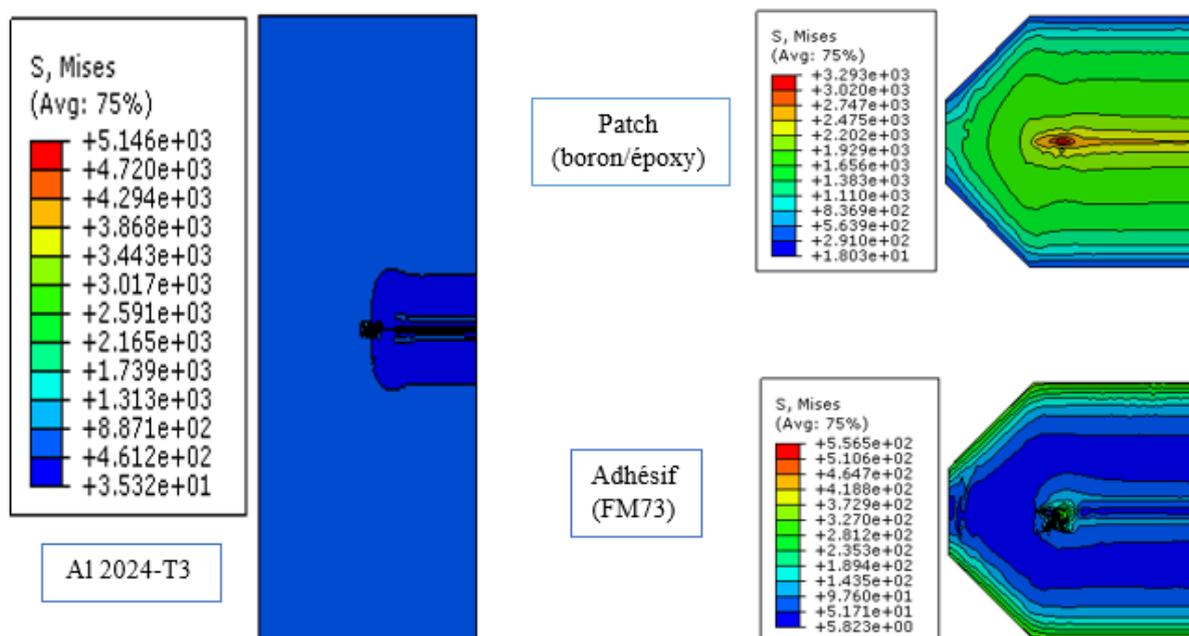


Figure II.17. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patchées pour une longueur de fissure, 72mm

Si la longueur de fissure augmente à 70mm, on remarque que la contrainte équivalente dans la plaque fissurée égale  $5.146 \times 10^3$  MPa et dans le patch égale  $3.293 \times 10^3$  MPa.

### II.8.2. Déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes patchées.

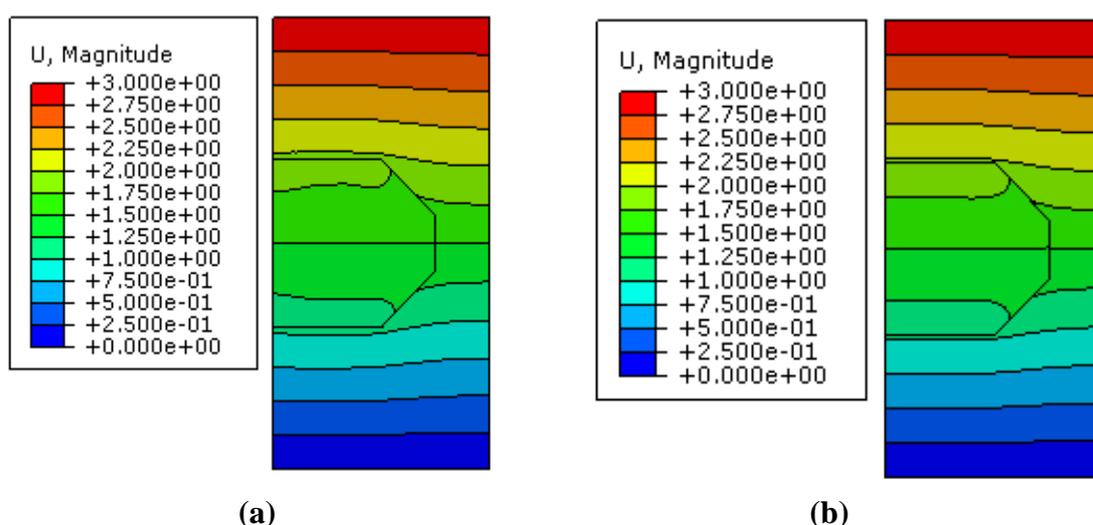


Figure II.18. Cartographie des déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes patchées, (a) : 12mm, (b) : 72mm.

La Figure II.18 représente la variation de déplacement totale suivant la direction de la charge en fonction de la longueur de fissure (mm), à noter que le déplacement total dans la plaque est constant pour toutes les longueurs de fissures qui est égale à 3mm. Où l'on peut dire que le patch et l'adhésif jouent un rôle important dans la réduction du déplacement par rapport au déplacement dans les tôles non patches.

### II.8.3. Facteur d'intensité de contrainte KI Dans les éprouvettes patches

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	K FACTOR ESTIMATES				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1: 4500.	5376.	6507.	7624.	8629.
		K2: 249.2	129.0	194.4	165.8	169.8
		K3: -999.0	-2517.	-2696.	-2854.	-2969.
	MERR DIRECTION (DEG):	-6.912	-2.772	-3.924	-2.196	-1.440
	J from Ks:	269.8	475.0	658.7	870.3	1085.

(a)

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	K FACTOR ESTIMATES				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1: 4791.	5289.	6355.	7602.	8736.
		K2: 359.8	308.6	208.2	175.7	146.0
		K3: -914.7	-1584.	-1649.	-1819.	-2006.
	MERR DIRECTION (DEG):	-8.712	-7.200	-4.356	-2.556	0.000
	J from Ks:	301.1	393.8	550.6	776.7	1019.

(b)

Figure II.19. Facteur d'intensité de contrainte KI (MPa.mm<sup>0.5</sup>) dans les deux éprouvettes patches, (a) :12mm, (b) :72mm.

### II.8.4. Facteur de J-intégral dans les éprouvettes patches

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	J - I N T E G R A L E S T I M A T E S				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	119.5	307.5	401.4	444.2	474.3
	-19-	69.89	69.85	81.04	80.84	81.37
	-20-	131.4	131.4	133.9	134.4	134.1

(a)

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	J - I N T E G R A L E S T I M A T E S				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1						
	-18-	223.5	387.8	437.9	486.3	522.2
	-19-	105.3	105.5	105.4	105.3	105.2
	-20-	179.7	179.4	180.8	181.2	181.2

(b)

Figure II.20. J-intégral (mJ/mm<sup>2</sup>) de l'éprouvettes patches.

(a): 12mm, (b) :72mm.

La Figure II.19 et Figure II.20 présentent la Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (J-intégrale) dans le mode I dans la plaque réparée par un patch en composite (borone/Epoxy). Pour une longueur de fissure de 12 mm et 72mm, On remarque que le Facteur d'intensité de contrainte KI égale 8.629 MPa√m, et 8.736 MPa√m et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) égale 474.3 mJ/mm<sup>2</sup> et 522.2 mJ/mm<sup>2</sup> ce qui explique que le patch en composite (borone/Epoxy) étant plus rigide, il absorbe plus de Facteur d'intensité de contrainte KI (MPa√m) et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale).

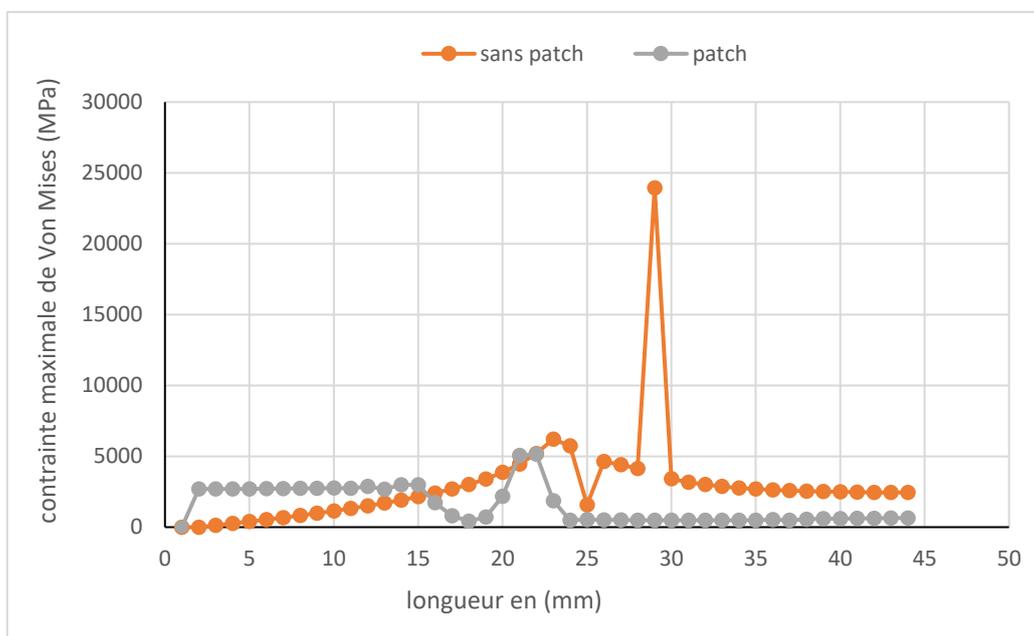


Figure II.21. Variation des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patchées et non patchées pour une longueur de fissure 72mm.

Dans la figure II.21 et pour une longueur de fissure égale 72mm la contrainte de Von Mises sans patch max égale  $2.395 \times 10^4$  MPa. D'autre part, nous remarquons que la contrainte de Von Mises patché max égale :  $5.146 \times 10^3$  MPa.

Nous concluons que la correction par patch en composite a joué un rôle important dans la diminution des contraintes Von mises.

## II.9. Part III réparation avec différents matériaux

### II.9.1. Effet Des Propriétés Mécaniques Du Patch

Pour connaître l'effet du type de composite de correction et analyser l'effet des propriétés mécaniques, sur la qualité de la réparation en mode I, nous faisons une étude dans laquelle la modélisation par éléments finis est réalisée à l'aide d'un patch composite de différents matériaux tels que bore / époxy, graphite / époxy, type carbone / époxy, et un patch aluminium de type Al7075 [1]. Les figures suivantes représentent le modèle technique de la structure réparée.

**Tableau II.5.** Les Propriétés Mécaniques Des Patches.[1]

Propriétés	Matériaux				
	Aluminium 2024	Aluminium 7075	Boron/ Epoxy	Graphite/ Epoxy	Carbone/Epoxy
Module de Young Longitudinal E1 (GPa)	72	71.7	208	172	210
Module de Young Transversal E2 (GPa)	-	-	25.4	10.34	19.6
Module de Young Transversal E3 (GPa)	-	-	25.4	10.34	19.6
Coefficient de Poisson $\nu_{12}$	0.3	0.3	0.17	0.3	0.3
Coefficient de Poisson $\nu_{13}$	-	-	0.17	0.3	0.2
Coefficient de Poisson $\nu_{23}$	-	-	0.04	0.18	0.2
Module de Cisaillement $G_{12}$ (GPa)	-	-	7.24	4.82	5.460
Module de Cisaillement $G_{13}$ (GPa)	-	-	7.24	3.1	5.460
Module de Cisaillement $G_{23}$ (GPa)	-	-	4.94	3.1	5.460

### II.9.2. Patch en AL7075 :

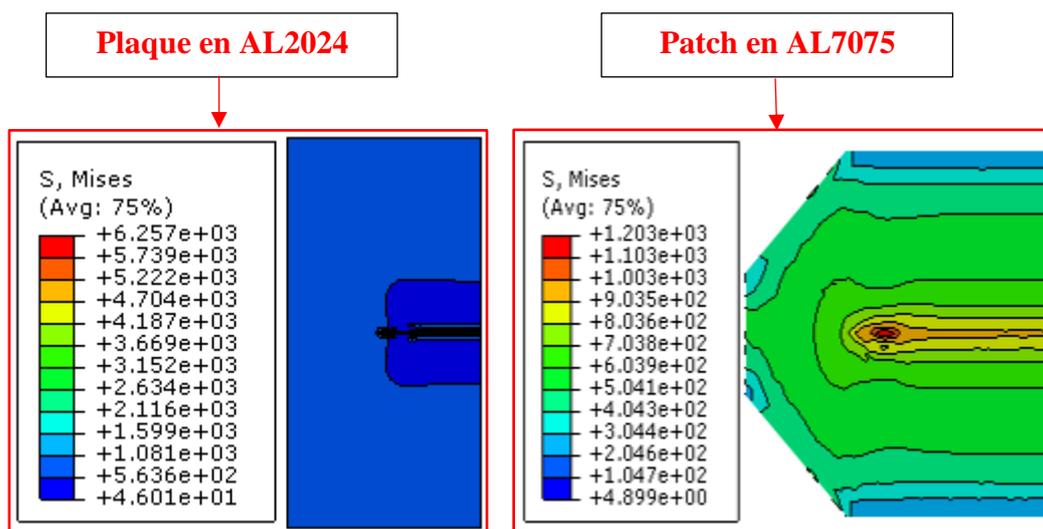


Figure II.22. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en AL7075 et pour une longueur de fissure 48mm.

La Figure II.22 présente la distribution des contraintes de Von Mises dans la plaque en AL2024 réparée par un patch en AL7075. Dans le cas d'un patch en aluminium 7075 sous un chargement en traction de 70 MPa pour une longueur de fissure de 48 mm. On remarque que la contrainte équivalente dans la plaque fissurée égale 6257MPa et dans le patch égale à 1203MPa.

		K FACTOR ESTIMATES				
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	CONTOURS				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1: 5358.	6448.	8089.	9315.	1.0144E+04
		K2: 308.6	21.22	-89.89	106.3	142.8
		K3: -1047.	-3139.	-4397.	-5206.	-5441.
MERR DIRECTION (DEG):		-7.128	0.000	0.000	0.000	0.000
J from Ks:		376.8	696.5	1167.	1575.	1821.

		J - INTEGRAL ESTIMATES				
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	CONTOURS				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	152.3	193.8	293.4	576.4	647.8
	-19-	92.50	61.27	77.66	107.1	110.9
	-20-	172.5	182.1	198.6	178.8	175.2

Figure II.23. Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm.

La Figure II.23 présente Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I et dans la plaque réparée par un patch en AL7075. Pour une longueur de fissure de 48 mm, On remarque que le Facteur d'intensité de contrainte KI égale  $10.14 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) égale  $647.8 \text{ mJ/mm}^2$

### II.9.3. Patch en Bore/Epoxy :

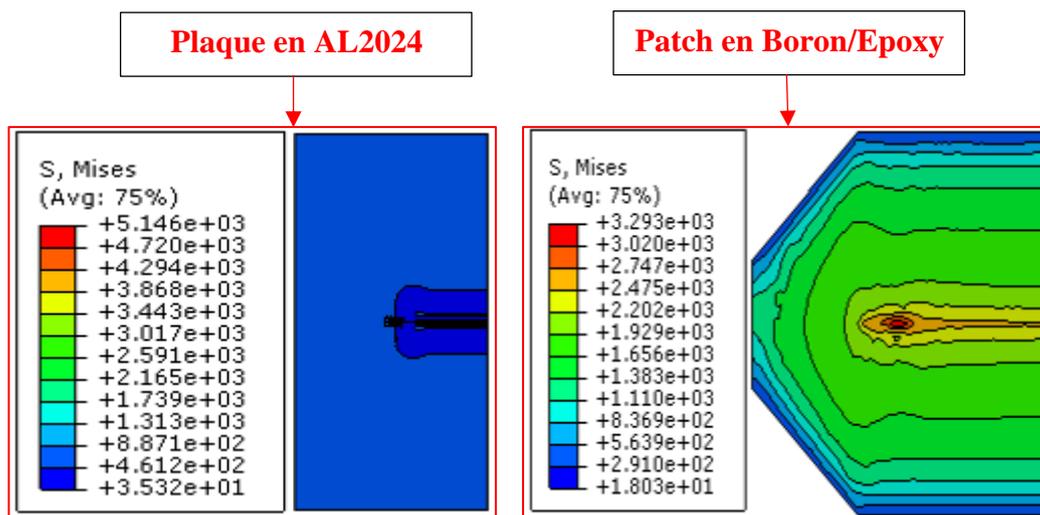


Figure II.24. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Bore/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm.

La Figure II.24, présente la distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en composite (Boron/Epoxy). On remarque que le niveau de contraintes est plus important pour le cas d'un patch en composite. L'intensité de contrainte dans la plaque en AL2024 diminuée jusqu'à  $5146 \text{ MPa}$  et augmenté dans le composite  $3269 \text{ MPa}$ , ceci justifier que le patch en composite étant plus rigide, il absorbe plus de contraintes par rapport au patch en AL075.

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	K FACTOR ESTIMATES					
		C O N T O U R S					
			1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1:	4959.	5469.	6571.	7860.	9033.
		K2:	392.8	329.3	224.9	190.9	159.9
		K3:	-925.3	-1603.	-1668.	-1842.	-2034.
MERR	DIRECTION (DEG):		-9.072	-7.344	-4.572	-2.844	0.000
	J from Ks:		322.1	419.0	586.5	827.8	1087.

CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	J - I N T E G R A L E S T I M A T E S				
		C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	103.4	132.6	200.0	390.4	439.7
	-19-	63.07	42.08	53.28	72.92	75.38
	-20-	117.6	123.9	135.0	121.8	119.4

Figure II.25. Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) pour une longueur de fissure égale 48mm.

La Figure II.25 présente Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I et dans la plaque réparée par un patch en composite (Boron/Epoxy). Pour une longueur de fissure de 48 mm, On remarque que le facteur d'intensité de contrainte KI égale  $9.033 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) égale  $439.7 \text{ mJ/mm}^2$

Avec ce résultat, nous disons que le matériau composite (bore / époxy) réduit le facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (J-Intégral) plus que le premier matériau (AL7075).

## II. 9.4. Patch en Carbone/Epoxy :

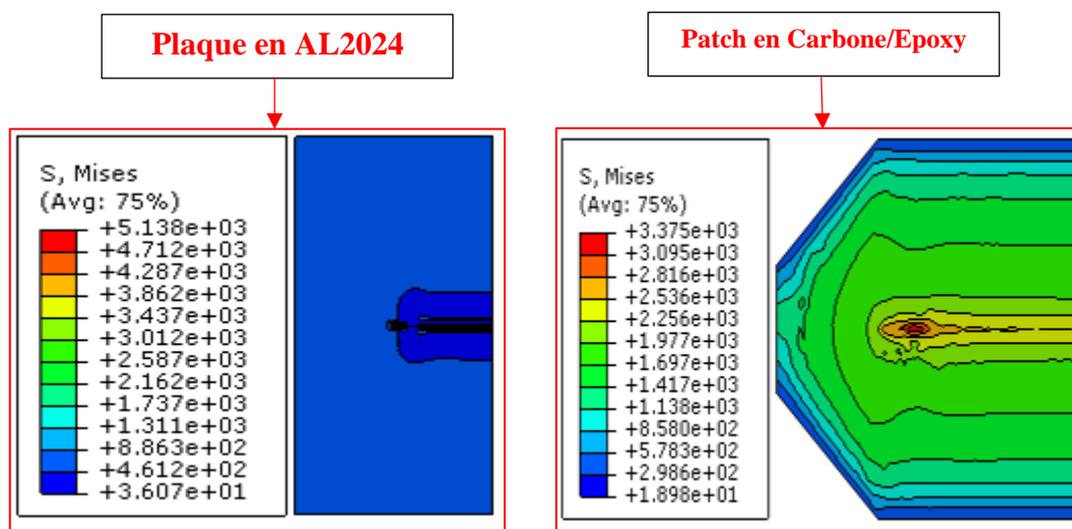


Figure II.26. Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Carbone/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm.

La Figure II.26 indiquée la distribution des contraintes équivalentes dans une éprouvette réparée par un patch en composite (Carbone/Epoxy) à une longueur de fissure 48mm. On remarque que l'application de ce matériau composite du patch dans le processus de réparation de fissure donne des résultats différents. On peut noter que légende de contrainte de Von Mises dans la plaque en AL2024 diminuée jusqu'à 5138MPa et augmenté dans le composite 3375MPa, ce qui explique que le patch en composite (Carbone/Epoxy) étant plus rigide, il absorbe plus de contraintes par rapport au patch en Boron/Epoxy.

		K FACTOR ESTIMATES				
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1: 4420.	5347.	6759.	7868.	8669.
		K2: 257.7	20.43	-70.26	89.90	119.9
		K3: -852.4	-2555.	-3572.	-4223.	-4407.
MERR DIRECTION (DEG):		-7.200	0.000	0.000	0.000	0.000
J from Ks:		256.0	474.4	801.2	1096.	1289.

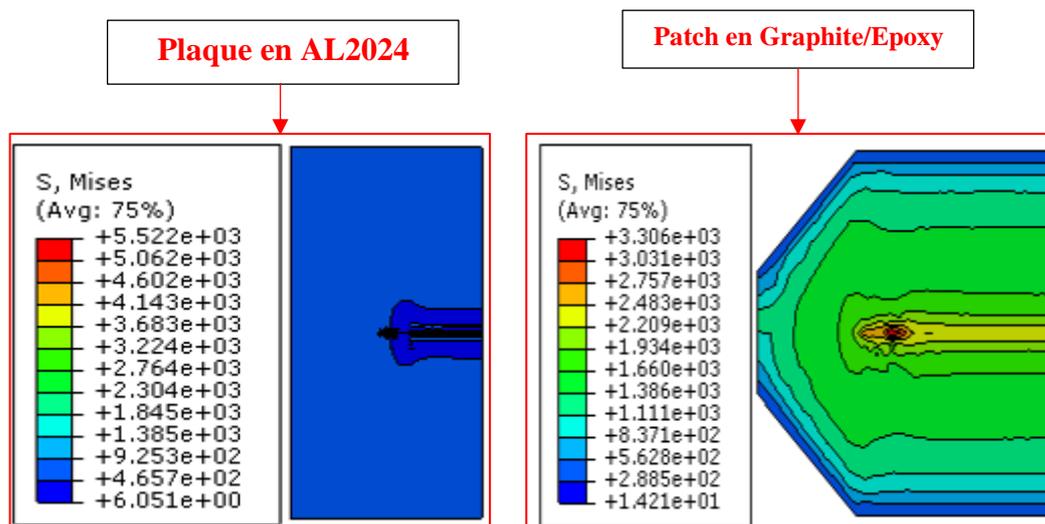
  

		J - I N T E G R A L ESTIMATES				
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	C O N T O U R S				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	103.0	132.0	199.1	388.7	437.7
	-19-	62.79	41.84	53.01	72.61	75.06
	-20-	117.1	123.3	134.4	121.2	118.9

Figure II.27. Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm.

La Figure II.27 présente Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (J-intégrale) dans le mode I dans la plaque réparée par un patch en composite (Carbone/Epoxy). Pour une longueur de fissure de 48 mm, On remarque que le Facteur d'intensité de contrainte KI égale 8.669 MPa√m et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) égale 437.7 mJ/mm<sup>2</sup>, ce qui explique que le patch en composite (Carbone/Epoxy) étant plus rigide, il absorbe plus de le Facteur d'intensité de contrainte KI MPa√m et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) par apport au patch en Boron/Epoxy.

### II.9.5. Patch en Graphite/Epoxy :



**Figure II.28.** Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Graphite/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm.

Nous constatons dans la **Figure II.28** que la distribution des contraintes équivalentes pour un patch en composite n'est pas homogène dans toute la structure. D'autre part, on remarque que le niveau de contraintes est plus important pour le cas d'un patch en composite. On peut noter que la légende de contrainte de Von Mises dans la plaque en AL2024 augmente jusqu'à 5525MPa et diminue dans le composite 3306MPa, ce qui explique que le patch en composite (Graphite/Epoxy) étant plus rigide, il absorbe plus de contraintes par rapport au patch en AL7075.

K FACTOR ESTIMATES						
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	CONTOURS				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	K1: 4726.	5687.	7146.	8260.	9041.
		K2: 274.1	18.46	-80.38	92.04	124.1
		K3: -917.9	-2753.	-3857.	-4565.	-4769.
	MERR DIRECTION (DEG):	-7.164	0.000	0.000	0.000	0.000
	J from Ks:	292.9	540.3	906.9	1229.	1432.

J - INTEGRAL ESTIMATES						
CRACK NAME	CRACKFRONT NODE SET	CONTOURS				
		1	2	3	4	5
H-OUTPUT-1_CRACK-1	-18-	118.5	151.1	229.0	448.4	504.0
	-19-	71.95	47.51	60.42	83.30	86.17
	-20-	134.0	141.4	154.2	138.8	136.1

**Figure II.29.** Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm.

La Figure II.29 présente la variation du facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (J-intégrale) dans le mode I et dans la plaque réparée par un patch en Graphite/Epoxy. Pour une longueur de fissure de 48 mm, on remarque que le facteur d'intensité de contrainte KI égale  $9.041 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) égale  $504 \text{ mJ/mm}^2$ , ce qui explique que le patch en composite (Graphite/Epoxy) étant plus rigide, il absorbe plus de contraintes de Von Mises par rapport au patch en AL7075.

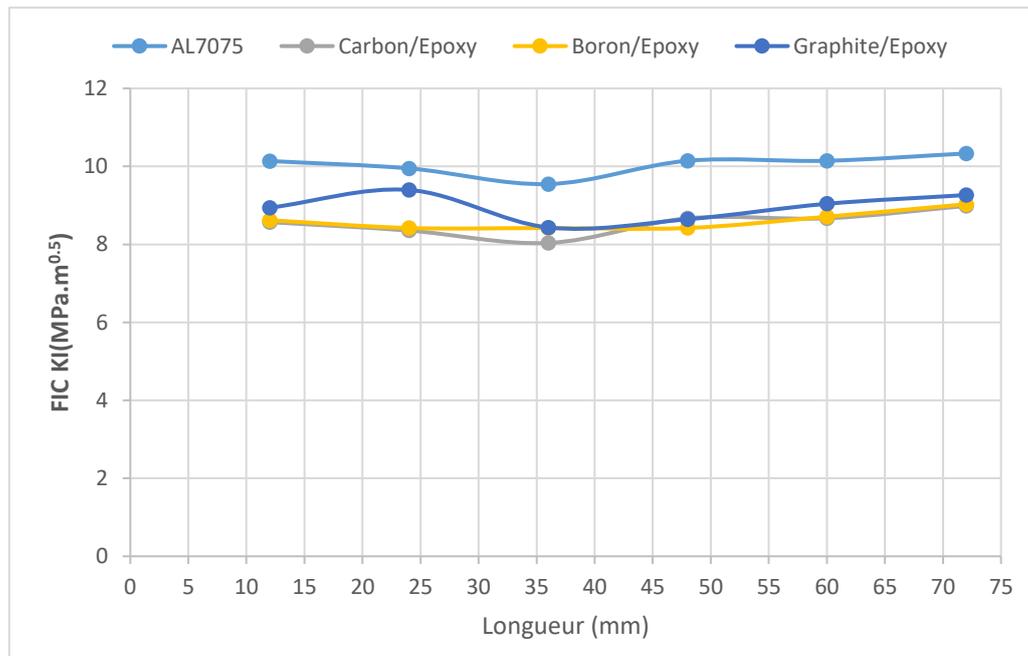


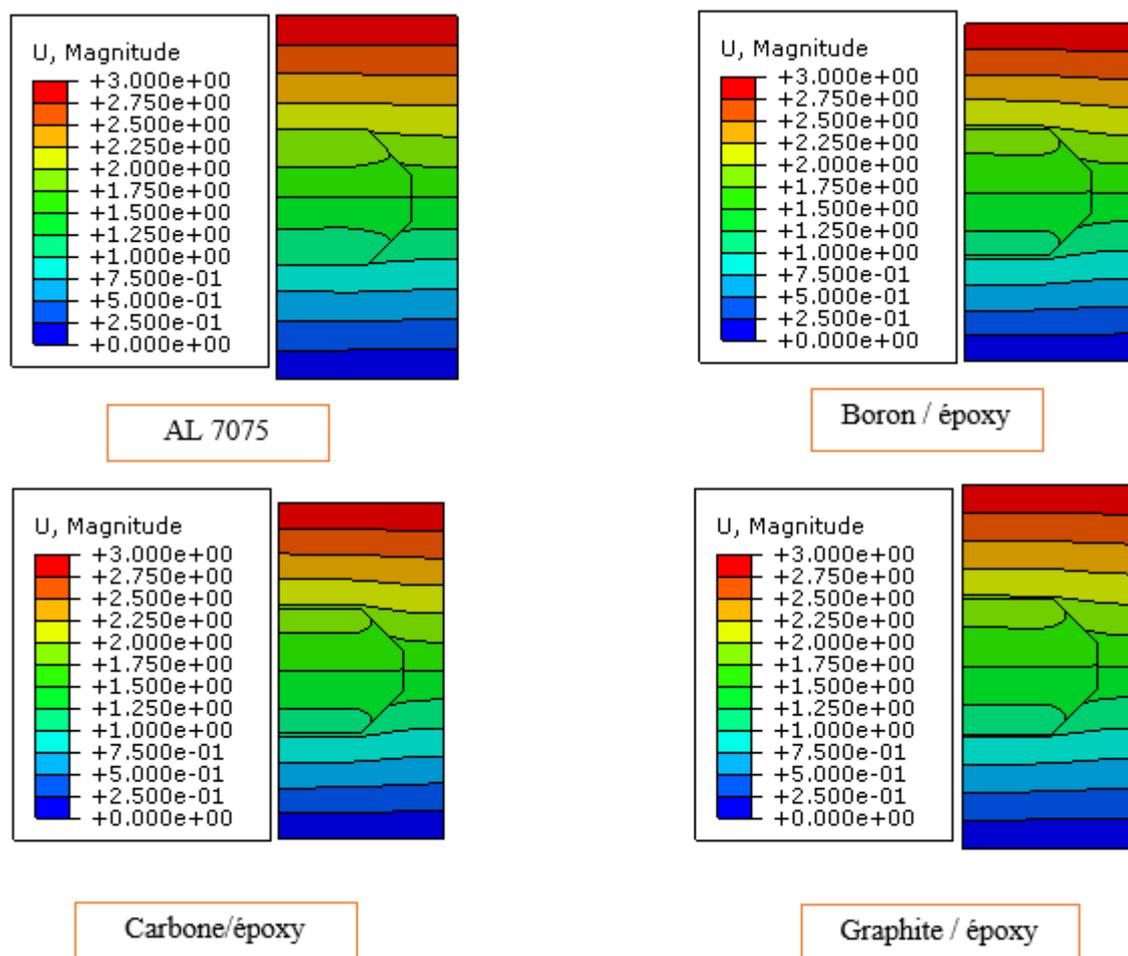
Figure II.30. Effet de la nature des patches sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte KI.

Les deux matériaux de composite choisis et le patch en aluminium présentent un paramètre important pour améliorer le comportement à la rupture et à la fatigue d'une structure endommagée.

L'enquête numérique réalisée par la méthode des éléments finis a démontré l'effet de la nature du matériau du patch sur le développement du facteur d'intensité de contrainte (FIC) d'une plaque d'alliage d'aluminium fissurée.

La plaque a été réparée par différents patches à savoir Boron / Epoxy, Graphite / Epoxy, Carbone / Epoxy et AL7075 et de forme rectangulaire. Les résultats donnés par les figures montrent la bonne amélioration de la résistance à la rupture de la plaque réparée par Boron / Epoxy et Carbone / epoxy par rapport à d'autres types de patches (Graphite / Epoxy et AL7075).

### II.9.6. Déplacement total suivant l'axe ( $yy'$ ) dans les éprouvettes patches



**Figure II.31.** Cartographie des déplacements suivant ( $YY'$ ) dans les éprouvettes patches avec différents matériaux

La **figure II.31** montre la variation du déplacement total en fonction des différents patches en composites pour une longueur de la fissure égale 48mm, il est à noter que le déplacement total dans la plaque est constant pour les quatre matériaux en composites qui est égale à 3mm. Où l'on peut dire que le patch et l'adhésif jouent un rôle important dans la réduction du déplacement par rapport au déplacement dans les tôles non patches.

### II.10. Conclusion

Les résultats obtenus dans cette étude ont montré que la réparation des structures endommagées par patch en composite augmente la durée de vie et la rigidité de la structure car elle réduit les contraintes de Von Mises, le facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie J ( $\text{mJ}/\text{mm}^2$ ). D'autre part, le patch en carbone/époxy, boron/époxy a joué

un rôle très important dans la réduction du facteur intensité de contrainte  $K_I$  MPa $\sqrt{m}$  et le taux de restitution d'énergie (incorporé dans mJ/mm<sup>2</sup>). Sur la base de ces résultats, il a été constaté que le patch en composite (boron / époxy) et (carbone / époxy) donnait un meilleur résultat positif que le patch métallique.

## *RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE*

---

### *RÉFÉRENCE BIBLIOGRAPHIQUE DE CHAPITRE II*

- [1]. **M. R. Ayatollahi**, R. Hashemi, Computation Of Stress Intensity Factors (K I, K II) And Tstress For Cracks Reinforced By Composite Patching, Compos. Struct. 78(4) (2007) 602-609.
- [2]. **Mr BALTACH Abdelghani**, CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE, UDL-SBA, 2017
- [3]. **O. Wahid**, Analyse par la méthode des éléments finis tridimensionnelle de l'étendue de la zone plastique en tête de fissure réparée par patch en composite, Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL, 2010
- [4]. **Ali Merdji**, étude du comportement mécanique des implants dentaires, Thèse de Doctorat, Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès, 2011
- [5]. **G. C. Sih**, Handbook of stress-intensity factors. Lehigh University, Institute of Fracture and Solid Mechanics. (1973).
- [6]. **DIHA Abdallah**, (POLYCOPIE DE COURS) Mécanique de la rupture, Université de Tébessa, 2018

## ***CONCLUSION GENERALE***

Dans ce travail nous résolvons le problème de la rupture, qui est très courante dans le domaine d'aéronautique et qui affecte la structure en particulier. Nous suivons la méthode des éléments finis et la réparation par patch composite. Les résultats obtenus dans cette étude ont montré que la réparation des structures endommagées par patch en composite augmente la durée de vie et la rigidité de la structure car elle réduit les contraintes de Von Mises, le facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie J ( $\text{mJ}/\text{mm}^2$ ). D'autre part, le patch en carbone/époxy, boron/époxy a joué un rôle très important dans la réduction du facteur intensité de contrainte KI  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$  et le taux de restitution énergie (incorporé dans  $\text{mJ}/\text{mm}^2$ ). Sur la base de ces résultats, il a été constaté que le patch en composite (boron / époxy) et (carbone / époxy) donnait un meilleur résultat positif que le patch métallique.

## Liste des figures

---

### Chapitre I : Généralité de La réparation par patches composites dans l'aéronautique.

<b>Figure I.1.</b> Processus de réparation [2].	3
<b>Figure I.2.</b> Origine des différents impacts observés sur un avion.[1]	4
<b>Figure I.3.</b> Nature des dommages sur les avions civils issue de [3].	4
<b>Figure I.4.</b> Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [4].	5
<b>Figure I.5.</b> Présentation de la répartition des réparations sur d'avions Airbus [5].	6
<b>Figure I.6.</b> Exemples de patches riveté et collé d'après [8].	7
<b>Figure I.7.</b> Schéma de réparation par patch externe.[9]	8
<b>Figure I.8.</b> Schéma de la réparation biseautée par patch. [9]	8
<b>Figure I.9.</b> plaque avec entaille en V [10].	9
<b>Figure I.10.</b> Rupture de fibre après essai de traction [11].	10
<b>Figure I.11.</b> Modèle géométrique et maillage de la structure (Plaque et patch) [12]	11
<b>Figure I.12.</b> Modèle géométrique de la structure (Plaque et patch octogonal). [13]	12
<b>Figure I.13.</b> a. Effet de la pression interne, b. Effet de la traction.[14]	13
<b>Figure I.14.</b> Rupture fragile d'un liberty-ship (seconde guerre mondiale) au cours D'un hiver rigoureux, et Rupture d'un autopont lors d'un tremblement de terre.[15].	13
<b>Figure I.15.</b> les trois modes de rupture [17].	14
<b>Figure I.16.</b> Définition des axes (x, y) et des coordonnées (r, $\theta$ ) au voisinage de l'extrémité d'une fissure [18]	15

### Chapitre II : réparation des structures endommagé par patch en composite

<b>Figure II.1.</b> Modèle géométrique d'éprouvette à une fissure centrale réparé (les dimensions sont en mm)	21
<b>Figure II.2.</b> Modélisation par le code Abaqus 6.17.	24
<b>Figure II.3.</b> Types de maillages possibles dans Abaqus	25
<b>Figure II.4.</b> Modèle EF de la plaque réparée : (a) conditions aux limites ; (b) Modèle et maillage typique de 1/2 de la plaque réparée ; (c) Maillage autour de la pointe de fissure.	26
<b>Figure II.5.</b> Cartographie des Contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes non patchées.	28
<b>Figure II.6.</b> Variation de contrainte maximale de Von Mises en fonction de la longueur de fissure pour les éprouvettes non patchées.	28
<b>Figure II.7.</b> Evolution du FIC en fonction de la longueur de fissure pour une structure fissurée non réparée.	29

## Liste des figures

---

<b>Figure II.8.</b> KI (MPa.mm <sup>0.5</sup> ) dans les éprouvettes non patches. ....	30
: 12mm, (b) : 72mm. ....	30
<b>Figure II.9.</b> J-intégral (J/m <sup>2</sup> ) de l'éprouvette non patches, (a) :12mm. ....	30
<b>Figure II.10.</b> J-intégral (J/m <sup>2</sup> ) de l'éprouvette non patches, (b) :72mm. ....	31
<b>Figure II.11.</b> Cartographie des déplacements suivant (YY') dans les éprouvettes non patches	33
<b>Figure II.12.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes en patches pour une longueur de fissure, 12mm. ....	33
<b>Figure II.13.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour une longueur de fissure, 24mm. ....	34
<b>Figure II.14.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour la longueur de fissure, 36mm ....	34
<b>Figure II.15.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour la longueur de fissure, 48mm ....	35
<b>Figure II.16.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour une longueur de fissure, 60mm. ....	36
<b>Figure II.17.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patches pour une longueur de fissure, 72mm. ....	36
<b>Figure II.18.</b> Cartographie des déplacements suivant l'axe (YY') dans les éprouvettes patches, (a) : 12mm, (b) : 72mm. ....	37
<b>Figure II.19.</b> Facteur d'intensité de contrainte KI (MPa.mm <sup>0.5</sup> ) dans les deux éprouvettes patches, (a) :12mm, (b) :72mm. ....	37
<b>Figure II.20.</b> J-intégral (J/m <sup>2</sup> ) de l'éprouvettes patches. ....	38
(a): 12mm, (b) :72mm. ....	38
<b>Figure II.21.</b> Variation des contraintes maximales de Von Mises dans les éprouvettes patchées et non patchées pour une longueur de fissure 72mm. ....	39
<b>Figure II.22.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en AL7075 et pour une longueur de fissure 48mm. ....	40
<b>Figure II.23.</b> Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm. ....	41
<b>Figure II.24.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Bore/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm. ....	41
<b>Figure II.25.</b> Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) pour une longueur de fissure égale 48mm ....	42
<b>Figure II.26.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Carbone/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm ....	43

## Liste des figures

---

<b>Figure II.27.</b> Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm.....	43
<b>Figure II.28.</b> Distribution des contraintes maximales de Von Mises dans la structure réparée par un patch en Graphite/Epoxy et pour une longueur de fissure 48mm.....	44
<b>Figure II.29.</b> Variation du Facteur d'intensité de contrainte KI et le taux de restitution d'énergie (j-intégrale) dans le mode I pour une longueur de fissure égale 48mm.....	45
<b>Figure II.30.</b> Effet de la nature des patches sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte KI. ....	45
<b>Figure II.31.</b> Cartographie des déplacements suivant (YY') dans les éprouvettes patches avec différents matériaux .....	46

## *LISTE DES TABLEAUX*

---

### *Chapitre II : réparation des structures endommagé par patch en composite*

<b>Tableau II.1.</b> Propriétés des matériaux [1].....	22
<b>Tableau II.2.</b> Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium [1] .....	22
<b>Tableau II.3.</b> Composition chimique de l'Aluminium 2024-T3 [3] .....	23
<b>Tableau II.4.</b> Comparaison des FIC pour les éprouvettes non patches.....	28
<b>Tableau II.5.</b> Les Propriétés Mécaniques Des Patches.[1] .....	39