



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET  
POPOULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et la Recherche  
Scientifique

Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbès

Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

THESE

Pour l'obtention du diplôme de

Doctorat

Filière : Génie mécanique

Spécialité : Mécanique des matériaux

Présentée Par : **KADDOURI Nadia**

**Influence des défauts géométriques dans la colle et  
modification géométrique des substrats sur la  
durabilité des assemblages collés**

Soutenue : 2020 devant la commission d'examen :

Président	<b>Mr. Mohamed. Belhouari</b>	Pr	UDL Sidi Bel ABBES
Examineur	<b>Mlle. Hamida Fekirini</b>	Pr	UDL Sidi Bel ABBES
Examineur	<b>Mr. Mohamed Mokhtari</b>	MCA	ENP d'Oran -Maurice Audin
Examineur	<b>Mr Laid Rezgani</b>	MCA	Université de SAIDA
Directeur de thèse	<b>Mr. Kouider Madani</b>	Pr	UDL Sidi Bel ABBES

2020/2021

## Résumé :

La technique de collage de patch composite dans la zone endommagée a démontré son efficacité à atténuer la concentration de contraintes et à assurer la longue durée de vie de la structure réparée. La recherche d'un adhésif et d'un patch approprié pour un bon transfert de charge a conduit les chercheurs à développer par des tests mécaniques, des méthodes analytiques ou numériques des idées concernant la forme, la nature, le type et la séquence d'empilement du patch pour donner une meilleure combinaison de patch et d'adhésif. Notre travail s'inscrit dans ce contexte ; le but est, d'une part, de proposer une méthode pour réduire les contraintes dans la plaque endommagée en protégeant l'adhésif contre l'effet du vieillissement qui affecte de manière significative ses propriétés mécaniques et du patch composite. Plusieurs facteurs ont été mis en évidence à savoir, l'effet de la séquence d'empilement du patch composite, la modification de l'épaisseur de la plaque, et la présence de défauts de collage dans différentes positions. L'analyse de l'intégrale J et les contraintes dans l'adhésif et le patch montre clairement que leurs valeurs dépendent fortement de ces différents paramètres et que la modification apportée à la plaque n'a aucun effet sur la concentration de contraintes. D'autre part, l'utilisation d'un composite hybride renforce d'une manière considérable la plaque endommagée et réduit clairement les contraintes dans la plaque selon la position du défaut de collage si on optimise la nature, l'orientation des fibres et l'épaisseur de chaque couches du composite.

**Mots-clés** : Intégrale-J, défaut de collage, patch composite, Von Mises, contrainte de cisaillement.

## ملخص

أثبتت تقنية ربط التصحيح المركب في المنطقة التالفة فعاليته في تقليل تركيز الإجهاد وضمان العمر الطويل للهيكल الذي تم إصلاحه. أدى البحث عن مادة لاصقة وتصحيح مناسب لنقل شحنة جيدة إلى تطوير الباحثين من خلال الاختبارات الميكانيكية والأساليب التحليلية أو العددية للأفكار المتعلقة بالشكل والطبيعة ونوع وتسلسل التراص التصحيح لإعطاء مزيج أفضل من التصحيح والمادة اللاصقة. عملنا يناسب هذا السياق؛ الهدف، من ناحية، هو اقتراح طريقة لتقليل الضغوط في الصفيحة التالفة عن طريق حماية المادة اللاصقة من تأثير الشخوخة التي تؤثر بشكل كبير على خواصها الميكانيكية والتصحيح المركب. تم تسليط الضوء على عدة عوامل، وهي تأثير تسلسل التراص للرقعة المركبة، وتعديل سمك اللوحة، ووجود عيوب الترابط في المواضع المختلفة. يوضح تحليل التكامل والإجهاد في المادة اللاصقة والرقعة بوضوح أن قيمها تعتمد بشدة على هذه المعلمات المختلفة وأن التعديل الذي تم إجراؤه على اللوحة ليس له أي تأثير على تركيز الإجهاد. من ناحية أخرى، فإن استخدام مركب هجين يقوي إلى حد كبير اللوحة التالفة ويقلل بشكل واضح من الضغوط في الصفيحة اعتماداً على موضع عيب الرابطة إذا كانت طبيعة الألياف واتجاهها سمك كل طبقة مركب.

**الكلمات المفتاحية:** تكامل ل، عيب الترابط، التصحيح المركب، إجهاد القص، فو ميزس.

# Abstract

The technique of bonding a composite patch in the damaged area has proven effective in reducing stress concentration and ensuring the long life of the repaired structure. The search for an adhesive and a suitable patch for good charge transfer has led researchers to develop by mechanical tests, analytical or numerical methods ideas concerning the shape, nature, and type and stacking sequence of the patch to give a better combination of patch and adhesive. Our work is part of this context; the aim is, on the one hand, to propose a method for reducing the stresses in the damaged plate by protecting the adhesive against the effect of aging which significantly affects its mechanical properties and of the composite patch. Several factors were highlighted namely, the effect of the stacking sequence of the composite patch, the modification of the thickness of the plate, and the presence of bonding defects in different positions. Analysis of the integral J and the stresses in the adhesive and patch clearly shows that their values strongly depend on these different parameters and that the modification made to the plate has no effect on the stress concentration. On the other hand, the use of a hybrid composite considerably reinforces the damaged plate and clearly reduces the stresses in the plate depending on the position of the bonding defect if one optimizes the nature, the orientation of the fibers and the thickness of each layer of the composite.

**Keywords:** J-Integral, bonding defect, composite patch, Von Mises, shear stress.

## REMERCIEMENTS

Ce travail de thèse a été effectué au sein du laboratoire de Mécanique Physique des Matériaux de la Faculté de Technologie de l'Université Djillali Liabes Sidi Bel-Abbès.

Je remercie tout d'abord le bon Dieu le tout-puissant qui nous éclaire le bon chemin.

Je tiens à remercier mon directeur de thèse, monsieur Kouider MADANI, pour la confiance qu'il m'a accordée en acceptant d'encadrer ce travail doctoral, pour ses multiples conseils et pour toutes les heures qu'il a consacré à diriger cette recherche. J'aimerais également lui dire à quel point j'ai apprécié sa grande disponibilité et son respect sans failles des délais serrés de relecture des documents que je lui ai adressés. Enfin, j'ai été extrêmement sensible à ses qualités humaines d'écoute et de compréhension tout au long de ce travail doctoral. J'ai pris un grand plaisir à travailler avec lui.

Je voudrais aussi remercier Monsieur le Professeur BELHOUARI Mohamed pour avoir accepté de présider le jury de ma thèse, de même que Monsieur MOKHTARI Mohamed et Monsieur REZGANI Laid et Madame FIKIRINI Hamida pour avoir rapporté avec minutie et objectivité mon manuscrit et qui ont bien voulu donner de leur temps de lire et de critiquer mes travaux. J'aimerais remercier l'ensemble des membres du Laboratoire LMPM ainsi que les Enseignants du Département de Génie Mécanique de l'université de Sidi Bel Abbes, qui m'ont apporté aide et réconfort pendant cette étude, et pour leur support technique et pour les contacts humains que nous avons pu partager.

Je remercie bien évidemment toutes les personnes qui m'ont orienté et aidé de loin ou de près de traverser ces années de formation de la meilleure façon (Madame FIKIRINI H et Madame MERZOUG Kheira, Monsieur MOKHTARI Met Monsieur CHAMA Z et Monsieur BEN SGHAÏER Rabiï).

Je tiens à exprimer mes plus sincères remerciements à mon amie et ma sœur Safa DJEBBAR (doctorante laboratoire mécanique des structures et des solides (LMSS),) pour son soutien, son aide durant au long de ce travail sa disponibilité.

Je souhaite dédier ce travail à mes amis, à tous les chercheurs, enseignants et membres du personnel de laboratoire LMPM, à tous ceux qui m'ont soutenu tout au long de ce travail, et supporté dans les moments plus difficiles.

Enfin, je tiens à remercier tous les membres de ma famille surtout ma mère et mon père dont les encouragements ont été indispensables pour que je puisse achever cette thèse de Doctorat.

Résumé  
Remerciements  
Table des matières..... I  
Liste des figures..... IV  
Liste des tableaux ..... XI

Introduction generale : ..... 1

**Chapitre I : Revue de la littérature**

I.1 INTRODUCTION : ..... 4  
I.2 Présentations des différents types de réparations : ..... 4  
    I.2.1 Réparation par boulonnage et rivetage : ..... 4  
    I.2.2 Réparation par patches composites dans l'aéronautique : ..... 8  
        I.2.2.1 Analyse expérimentale : ..... 8  
        I.2.2.2 L'optimisation de la forme du patch : ..... 23  
        I.2.2.3 Analyse numérique : ..... 30  
        I.2.2.3 Présence de défauts de collage : ..... 36  
I.3 Conclusion : ..... 41  
I.4 Reference:..... 43

**Chapitre II : Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage**

II.1 Introduction : ..... 46  
II.2 Présentation des matériaux utilisés : ..... 48  
    II.2.1 Alliage d'Aluminium 2024-T3: ..... 48  
    II.2.2 L'adhésif structural ADEKIT A140 : ..... 49  
        □ Caractéristiques de l'adhésif : ..... 50  
    II.2.3 Matériau composite de réparation : ..... 51  
        □ Matériau composite Carbone/ Epoxyde : ..... 51  
        □ L'Aramide (Kevlar)..... 52  
II.3 Etude de convergence : ..... 53  
    II.3.1 Le maillage : ..... 56  
    II.3.2 Nombre de nœuds : ..... 58

II.4 Analyse et résultats :.....	61
II.4.1 Effet de la charge appliquée :.....	62
II.4.2 Effet de la séquence d'empilement :.....	63
II.4.2.1 Analyse de la variation des contraintes de l'intégrale-J dans la plaque :.....	63
II.4.2.3 Variation des contraintes de pelage dans le patch.....	67
II.4.3 Analyse de la présence d'un défaut de collage dans la couche adhésive :.....	69
II.4.3.1 Effet de la présence de défaut dans la colle :.....	69
II.4.3.2 Effet de la taille de défaut de collage :.....	74
II.4.3.3 Effet de la forme de défaut de colle :.....	84
II.5 Conclusion .....	98
II.6 Référence.....	99

Chapitre III: Effet de la modification géométrique de la plaque sur le comportement en rupture de la structure réparée

III.1 Introduction : .....	100
III.2 Modèle géométrique et propriétés mécaniques :.....	102
III.3 Maillage et condition aux limites :.....	105
III.4 Modélisation du composite : .....	108
III.5 Analyse et résultats.....	109
III.5 .1 Variation de l'Intégrale J : .....	109
□ Plaque sans réparation : .....	109
□ Plaque avec réparation : .....	110
III.5.2 Analyse de la concentration des contraintes dans la plaque :.....	116
□ Concentration des contraintes : .....	116
□ Analyse de la contrainte normale dans la plaque :.....	120
III.5.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch :.....	121
III.5.4 Analyse des contraintes dans la couche adhésive : .....	125
□ Contrainte de Von Mises :.....	125
□ Contrainte de cisaillement :.....	127
III.5.5 Analyse de la présence de défaut de collage dans la couche d'adhésive : .....	129

III.6 Conclusion .....	135
III.7 Reference:.....	136
<b>Chapitre IV: Effet de la nature et de l'épaisseur des différentes couches du patch composite sur la résistance de la structure réparée</b>	
IV.1 Introduction :.....	138
IV.2 Modèle géométrique et propriétés mécaniques des matériaux : .....	140
IV.3 Condition aux limites et maillage:.....	143
IV.4 Analyse et résultats : .....	145
IV.4.1 Effet de la nature et la séquence d'empilement du patch:.....	146
IV.4.1.1 Variation de l'intégrale-J : .....	146
IV.4.2 Effet de configuration du patch composite:.....	147
IV.4.2.1 Variation de l'intégrale-J : .....	147
IV.4.2.2 Analyse des contraintes maximale de cisaillement dans l'adhésive :.....	150
IV.4.2.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch :.....	152
IV.4.3 Effet de l'utilisation d'un patch Hybride: .....	157
IV.4.3.1 Variation de l'intégrale-J : .....	157
IV.4.3.2 Analyse des contraintes maximalesde cisaillement dans la couche d'adhésive :.....	161
IV.4.3.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch hybride:.....	164
IV.4.4 Effet de la présence d'un défaut de collage:.....	166
IV.4.4.1 Effet de la longueur de la fissure :.....	167
IV.4.4.2 Effet de la position des couches de Carbone ou d'aramide par rapport aux couches de base: .....	170
IV.4.4.3 Effet de la séquence d'empilement :.....	171
IV.4.4.4 Effet de la configuration du patch:.....	172
IV.5 Conclusion :.....	174
IV.6 Reference: .....	175
CONCLUSION GENERALE .....	177



## LISTE DES FIGURES

<b>Figure I.1:</b> Réparations par boulonnage et rivetage couples avec un joint de colle.....	5
<b>Figure I.2 :</b> Réparation patch riveté sur fuselage de Boeing. ....	5
<b>Figure I.3 :</b> Dimensions géométriques des échantillons rivetés [3]... ..	6
<b>Figure I.4 :</b> Modes de défaillance par fatigue des joints AL1420 [4].... ..	7
<b>Figure I.5 :</b> Modèle Géométrique [5] ]... ..	7
<b>Figure I.6 :</b> Schéma de réparation : a) Évaluation des dommages ; b) Enlèvement de matière ; c) Liaison par patch ; d) plaque réparée [6]. .... ..	9
<b>Figure I.7:</b> a) Remplissage avec un angle biseauté. b) Remplissage avec une surface [7] .....	9
<b>Figure I.8 :</b> Réparations de composites utilisant le collage d'un stratifié dans une entaille (scarf) ou le collage de composite en escalier ou superposé en surface afin de joindre deux plaques bout à bout Tirée de (Ahn et Springer, 1998) [8] ... ..	10
<b>Figure I.9 :</b> Epreuve détaillé et résultat [9]. .... ..	11
<b>Figure I.10 :</b> Patch composite avec une épaisseur dégressive [10]. .... ..	11
<b>Figure I.11 :</b> configuration des éprouvettes [11] ... ..	12
<b>Figure I.12 :</b> Plaques entaillées réparées avec patch composite [11] ... ..	12
<b>Figure I.13 :</b> Rupture de l'échantillon composite réparé (a) pièce dure (b) pièce molle [12].....	13
<b>Figure I.14 :</b> Réparation des bordages en aluminium par patches composites internes [13].....	13
<b>Figure I.15 :</b> Réparation d'un stratifiés [45/0/-45/90] par patch composite interne [15].....	14
<b>Figure I.16 :</b> Dimensions et présentation des plaques de scafs et résultats [14].....	14
<b>Figure I.17 :</b> Présentation les échantillons endommagées et réparée par patch, effet de vieillissement [16]. .... ..	15
<b>Figure I.18 :</b> Géométrie et chargement typiques des plaques en aluminium réparés d'un seul côté [17]. .... ..	16
<b>Figure I.19 :</b> Répartition des composites sur la structure d'Avion Boeing 737 /800 de la compagnie Air Algérie [18] .....	17
<b>Figure I.20 :</b> Aspect détruite par les essais de traction après réparation [18].....	18
<b>Figure I.21 :</b> Modèle Géométrique et chargement d'une plaque réparé d'un seul côté [19].....	18
<b>Figure I.22 :</b> Zone de décollement typique autour de la fissure pour plaque réparé avec [45] <sub>4</sub> patch (a) à 19 000 cycles (b) 25 000 cycles [19] .....	19
<b>Figure I.23 :</b> a) Les éprouvettes en aluminium fissurées, et b) les éprouvettes réparées [20].....	19
<b>Figure I.24 :</b> Échantillon avec différentes longueurs de fissures [21]. .... ..	20
<b>Figure I.25 :</b> Échantillon après essai d'impact [21]. .... ..	20
<b>Figure I.26 :</b> a) Modèle géométriques, b) Échantillons réparés et non réparés c) Position de l'échantillon et de la caméra sur la pince de la machine d'essai [22].....	21
<b>Figure I.27 :</b> a) Échantillons avec différentes longueurs de fissures pour l'essai de traction ; b) Échantillon composite après l'essai de traction ; c) Échantillon composite après l'essai de flexion en trois points [23]. .... ..	22

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure I.28 :</b> Modèle géométriques, b) Rupture des échantillons réparés par différents patches : Patch [ 90] Patch[75/-75]s Patch[45/-45]s [90/0/45/-45]. [24] .....	23
<b>Figure I.29 :</b> Diverses formes de patches composites d'après [25].....	24
<b>Figure I.30 :</b> a) Modèle géométriques (Brighenti et al) [26].....	24
<b>Figure I.31 :</b> Modèle de la géométrie proposé par hosseine et les résultats [27] .....	25.
<b>Figure I.32:</b> a) Modèle géométrique [28] b) Rupture des échantillons réparés par différents patches : Patches [45/-45/0/90] et Patches [45/-45]s.....	26
<b>Figure I.33:</b> Modèle géométrique (Abdul Aabid et al) [29] .....	27
<b>Figure I.34:</b> Modèle de la géométrie proposé par Errouane et les résultats numériques [30].....	28
<b>Figure I.35:</b> Modèles 3D et conditions limites de la structure de réparation dans ABAQUS avec différentes épaisseurs de patch [31]. .....	29
<b>Figure I.36:</b> Modèle par éléments finis d'un modèle de réparation composite comportant des patches de différentes formes (a) circulaires, (b) rectangulaires, (c) carrées, (d) elliptiques, (e) octogonales régulières, et (f) octogonales étendues. [32] .....	29
<b>Figure I.37:</b> Modèle de la géométrie présenté par Madani et al [33] .....	30
<b>Figure I.38 :</b> Modèle géométrique et résultats (Madani et al) [34] .....	31
<b>Figure I.39 :</b> Relations entre la longueur des fissures et les cycles pour les panneaux réparés et non réparés. [35] .....	31
<b>Figure I.40 :</b> a) Modèle géométrique. b) Modèle de maille pour plaque avec patch asymétrique et symétrique. c) Résultats. [36] .....	33
<b>Figure I.41 :</b> Différentes formes de patches utilisés pour réparer le tuyau endommagé dans les modèles d'éléments finis [37] .....	34
<b>Figure I.42 :</b> Chemin de fissure à partir d'une fissure stationnaire inclinée dans un tuyau en acier réparé basé sur XFEM et les résultats [38]. .....	35
<b>Figure I.43 :</b> Paramètre d'endommagement pour le décollement de la couche adhésive de différentes formes de patch composite sur un tuyau fissuré a) Tuyau enveloppé à 90 ° b) Tuyau enroulé à 180 ° c) Tuyau enveloppé à 360 °.[39] .....	36
<b>Figure I.44:</b> Défauts typiques présents dans un joint de colle [40].....	37
<b>Figure I.45:</b> Représentation schématique des défauts bidimensionnels et tridimensionnels du joint adhésif [41]. .....	38
<b>Figure I.46:</b> a) Assemblage collé à simple joint de recouvrement, b) Présence de défaut dans la couche d'adhésif (dimensions en mm) [42]. .....	38
<b>Figure I.47 :</b> Représentation graphique de quelques nombres et positions des défauts dans la couche d'adhésif [42]. .....	39
<b>Figure I.48:</b> Modèle géométrique [44] .....	40
<b>Figure I.49 :</b> Représentation schématique des défauts de l'adhésif.....	40

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure I.50</b> : Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) défaut de cercle, (b) défaut carré, (c) défaut de triangle. ....	40
<b>Figure I.51</b> : Organisation de la réparation d'un composite en fonction du degré d'endommagement [45] .....	41
<b>Figure I.52</b> : Exemples de patchs riveté et collé d'après [1]. ....	42
<b>Figure II.1</b> : Processus de réparation [10] .....	47
<b>Figure II.2</b> : a) Courbe contrainte/déformation Plaque Aluminium <b>2024-T3</b> (courbe expérimentale) b) partie plastique de la courbe d'aluminium [11] .....	49
<b>Figure II.3</b> : Courbe contrainte/déformation adhésive <b>Adekit A-140</b> [11].....	50
<b>Figure II.4</b> : Modèle géométrique et dimensions. ....	54
<b>Figure II.5</b> : Conditions aux limites pour l'éprouvette en traction.....	55
<b>Figure II.6</b> : Représentation des maillages choisis avec augmentation de nombre de nœuds. a) adhésive. b) patch. c) plaque. ....	58
<b>Figure II.7</b> : Convergence des résultats : a)- pelage, b)- de cisaillement, et c)- Intégrale-J.....	60
<b>Figure II.8</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure dans la plaque endommagée et réparée par patch composite sans présence de défaut dans la couche adhésive...62	
<b>Figure II.9</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque réparée pour deux de séquence d'empilement $[0_s]_s$ et $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ et deux valeurs de la contrainte appliquée. ....	64
<b>Figure II.10</b> : Variation l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour différente séquence d'empilement. ....	65
<b>Figure II.11</b> : Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans l'adhésif $\tau_{23}$ en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement. ....	66
<b>Figure II.12</b> : Variation de la contrainte de décollement $\sigma_{33}$ en fonction de l'épaisseur du patch pour différentes longueurs de fissure. ....	68
<b>Figure II.13</b> : Présentation de la présence d'un défaut dans la couche adhésive.....	69
<b>Figure II.14</b> : Différentes positions du défaut dans la couche adhésive.....	70
<b>Figure II.15</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut dans le mi surface de l'adhésive a) Pour longueur de fissure $a=10\text{mm}$ , b) Pour longueur de fissure $a=30\text{mm}$ .....	71
<b>Figure II.16</b> : Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes longueur de la fissure. ....	72
<b>Figure II.17</b> : Variation de la contrainte de cisaillement maximale en fonction des positions du défaut. ....	73
<b>Figure II.18</b> : Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction des positions du défaut....	74
<b>Figure II.19</b> : a) Différentes positions du défaut dans la couche adhésive. b) Présentation des différentes dimensions du défaut de forme carré. ....	75

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure II.20</b> :Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut(Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ) : a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa. ....	76
<b>Figure II.21</b> :Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ) a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa. ....	77
<b>Figure II.22</b> :Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ ): a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa. ....	78
<b>Figure II .23</b> :Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ ): a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa. ....	79
<b>Figure II.24</b> : Niveau de la contrainte de Von Mises dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ).....	81
<b>Figure II.25</b> : Niveau de la contrainte de Von Mises dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ).....	82
<b>Figure II.26</b> :Niveau de la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre.(Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ).....	83
<b>Figure II.27</b> : Niveau de la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ ).....	84
<b>Figure II.28</b> : a) Différentes forme du défaut. b) Positions du défaut dans la couche d'adhésive.....	85
<b>Figure II.29</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction des positons du défaut pour quatre formes du défaut, a) Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ b) Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ c)Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement $[0_8]_s$ d) Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ .....	87
<b>Figure II.30</b> : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive a)sans présence de défaut, et en présence d'un défaut au voisinage du bords libre b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique $a=2b$ , e) défaut elliptique $a=4b$ (positon 5 du défaut, $\sigma = 50$ MPa, une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ )......	89
<b>Figure II.31</b> : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive en présence d'un défaut au niveau du bords libre a) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique $a=2b$ , e) défaut elliptique $a=4b$ (positon 5 du défaut, $\sigma= 50$ MPa, une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ ). ....	91
<b>Figure II.32</b> : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive pour une contrainte appliquée de 50MPa, une fissure de 30mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ . a)sans présence de défaut, b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique $a=2b$ , e) défaut elliptique $a=4b$ (positon 5 du défaut). ....	92

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure II.33</b> : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive. a) sans présence de défaut, et en présence d'un défaut au voisinage du bords libre b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique $a=2b$ , e) défaut elliptique $a=4b$ (position 5 du défaut, $\sigma= 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ ). .....	94
<b>Figure II.34</b> : Niveau des contraintes de cisaillement dans la couche d'adhésive en présence d'un défaut au niveau du bords libre a) défaut carré b) défaut cercle, c) défaut elliptique $a=2b$ , d) défaut elliptique $a=4b$ (position 5 du défaut, $\sigma= 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ ). .....	95
<b>Figure II.35</b> : Niveau des contraintes de cisaillement dans la couche d'adhésive pour une contrainte appliquée de 50MPa, une fissure de 30mm réparée par patch de séquence d'empilement $[0_8]_s$ . a) sans présence de défaut, b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique $a=2b$ , e) défaut elliptique $a=4b$ (position 5 du défaut). .....	97
<b>Figure III.1</b> Modèle géométrique et dimensions. a) Plaque sans réparation, b) Plaque réparée par patch.....	103
<b>Figure III.2</b> : Courbe contrainte/déformation a) Plaque Aluminium 2024-T3; b) Adhésive Adekit A140 .....	104
<b>Figure III.3</b> : a) Modèle de la structure réparée sous contrainte de traction, b) Détails du maillage de la plaque réparée. ....	106
<b>Figure III.4</b> : Contour du calcul Intégrale- J .....	107
<b>Figure III.5</b> . Présentation des deux méthodes de modélisation du patch a) patch sous forme bloc (configuration 1), b) patch sous forme multicouches (configuration 2). ....	108
<b>Figure III.6</b> : a) Plaque non réparée avec modification (avec enlèvement de la matière) b) Plaque réparée avec modification, patch sous forme bloc (configuration 3) c) Plaque réparée avec modification, patch sous forme multicouches (configuration 4) .....	109
<b>Figure III.7</b> : Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure.....	110
<b>Figure III.8</b> : Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque endommagée et réparées par patch composite [patch modélisé en bloc et en multicouches].....	111
<b>Figure III.9</b> : Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement. ....	114
<b>Figure III.10</b> : Comparaison de la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur des fissures pour les deux configurations du composite (en bloc et multicouches). ....	115
<b>Figure III.11</b> Représentation de la largeur.....	116
<b>Figure III.12</b> : Représentation des niveaux de contrainte Von Mises : .....	119
<b>Figure III.13</b> : Variation des contraintes normales suivant la largeur de la plaque.. ....	120
<b>Figure III.14</b> : Variation de la contrainte de pelage $\sigma_{33}$ suivant de l'épaisseur du patch pour différente longueur de fissure .....	124

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure III.15</b> : Variation de la contrainte de Von Mises en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement.....	126
<b>Figure III.16</b> : Variation de la contrainte de cisaillement $\tau_{23}$ en fonction de la longueur de la fissure pour différente séquence d'empilement.....	128
<b>Figure III.17</b> : Différentes positions du défaut dans la couche adhésive.....	129
<b>Figure III.18</b> : Variation de l'intégrale J en fonction des positions du défaut a) a=10mm,b) a=20mm,c) a=30mm. ....	132
<b>Figure III.19</b> : Variation de l'intégrale J en fonction des positions du défaut.....	133
<b>Figure III.20</b> : Variation de la contrainte en fonction des positions du défaut. a)Variation de la contrainte pelage $\sigma_{33}$ . b) Variation de la contrainte de cisaillement $\tau_{23}$ . ....	134
<b>Figure IV.1</b> : Modèle géométrique.....	140
<b>Figure IV.2</b> : Courbe de traction contrainte -déformation pour a)- la plaque d'aluminium, b)- l'adhésif Adekit A140, ....	141
<b>Figure IV.3</b> : Représentation des trois configurations de patch différentes .....	142
<b>Figure IV.4</b> : Différentes hybride de patch.....	143
<b>Figure IV.5</b> : Modèle de l'éprouvette de traction. ....	144
<b>Figure IV.6</b> : Détails du maillage de la plaque réparée. ....	145
<b>Figure IV.7</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque endommagée et réparée par patch composite Carbone. ....	145
<b>Figure IV.8</b> : a)variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure. a) en fonction de la nature du patch composite b) pour deux séquences d'empilements. ....	146
<b>Figure IV.9</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch de réparation Séquence d'empilement $[0_4]_s$ .....	148
<b>Figure IV.10</b> : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch de réparation Séquence d'empilement $[0_c /75_c /-75_c /90_c]_s$ a)Aramide b) Carbone.....	149
<b>Figure IV.11</b> : Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans la couche d'adhésif en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement $[0_4]_s$ a)Aramide b) Carbone. ....	151
<b>Figure IV.12</b> : Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans la couche d'adhésif en fonction de la Longueur de fissure pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement $[0 /75 /-75 /90]_s$ a) Aramide b) Carbone. ....	152
<b>Figure IV.13</b> : Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de l'épaisseur du patch pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement $[0_4]_s$ .....	153
<b>Figure IV.14</b> : Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de l'épaisseur du patch pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement $[0 /75 /-75 /90]_s$ a)Aramide b) Carbone.....	154

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure IV.15:</b> Variation de la contrainte maximale de pelage dans le patch en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch. Séquence d'empilement [0 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub> a)Aramide b) Carbone. ....	155
<b>Figure IV.16 :</b> Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement [0 /75 /-75 /90] <sub>s</sub> a)Aramide b) Carbone. ....	156
<b>Figure IV.17 :</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement [0 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub> .....	158
<b>Figure IV.18 :</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement [0 /75 /-75 /90] <sub>s</sub> .....	160
<b>Figure IV.19 :</b> Variation de contrainte maximale de cisaillement en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement [0 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub> .....	162
<b>Figure IV.20 :</b> Variation de contrainte maximale de cisaillement en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation [0 /75 /-75 /90] <sub>s</sub> .....	163
<b>Figure IV.21 :</b> Variation de contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation . [0 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub> .....	165
<b>Figure IV.22 :</b> Variation de contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation . [0 /75 /-75 /90] <sub>s</sub> .....	166
<b>Figure IV.23:</b> Présentation de la présence d'un défaut dans la couche adhésive.....	167
<b>Figure IV.24:</b> Différentes positions du défaut dans la couche adhésive. ....	167
<b>Figure IV.25:</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour une réparation par un patch composite type a) [0 <sub>A</sub> /0 <sub>c</sub> /0 <sub>c</sub> /0 <sub>c</sub> ] <sub>s</sub> b) [0 <sub>c</sub> /0 <sub>c</sub> /0 <sub>c</sub> /0 <sub>A</sub> ] <sub>s</sub> .....	168
<b>Figure IV.26:</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour une réparation par un patch composite type a) [0 <sub>c</sub> /0 <sub>A</sub> /0 <sub>A</sub> /0 <sub>A</sub> ] <sub>s</sub> b) [0 <sub>A</sub> /0 <sub>A</sub> /0 <sub>A</sub> /0 <sub>c</sub> ] <sub>s</sub> .....	169
<b>Figure IV.27 :</b> Variation du l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différente composite hybride (Carbone/ Aramide).....	170
<b>Figure IV.28 :</b> Variation du l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différente composite hybride (Aramide/Carbone). ....	171
<b>Figure IV.29:</b> Variation du l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différente composite hybride.....	172
<b>Figure IV.30:</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de position du défaut pour les différentes configurations du patch de Carbone, séquence d'empilement [0 <sub>4</sub> ] <sub>s</sub> .....	173
<b>Figure IV.31:</b> Variation de l'intégrale-J en fonction de position du défaut pour les différentes configurations du patch de Carbone, séquence d'empilement [0/75/-75/90] <sub>s</sub> .....	174

<b>Tableau II.1</b> : Propriétés mécaniques de l’alliage d’Aluminium 2024-T3 [11].....	49
<b>Tableau II.2</b> : Propriétés mécaniques et thermiques de l’adhésif [11].....	50
<b>Tableau II.3</b> : Caractéristiques des fibres de Carbone, comparées à celles des fibres de Verre E [14,15]. .....	52
<b>Tableau II.4</b> : Caractéristiques mécaniques de mono filaments Aramides [19,20].....	53
<b>Tableau II.5</b> : Dimensions des différents substrats. ....	54
<b>Tableau II.6</b> : Propriétés mécaniques d’une monocouche en composite avec une orientation de 0. ....	55
<b>Tableau II.7</b> : Différentes séquences d’empilement utilisées pour le patch composite ....	56
<b>Tableau II.8</b> : Valeurs maximales des contraintes pour différents types de maillages.....	57
<b>Tableau II.9</b> : Nombre d’éléments de maillage pour les différents substrats.....	59
<b>Tableau II.10</b> : Nombre d’éléments de maillage pour les différents substrats.....	61
<b>Tableau II.11</b> : Nombre d’éléments de maillage pour différents tailles du défaut.....	75.
<b>Tableau II.12</b> : Nombre d’éléments de maillage pour les différentes formes du défaut....	85
<b>Tableau III.1</b> : Dimensions des différents substrats. ....	140
<b>Tableau III.2</b> : Propriétés mécaniques de l’Aluminium 2024-T3 et de l’adhésif Adekite A140.....	104
<b>Tableau III.3</b> : Propriétés mécaniques du Carbone/époxyde. ....	104
<b>Tableau III.4</b> : Différentes séquences d’empilement utilisées pour le composite. ....	105
<b>Tableau IV.1</b> : Dimensions des différents substrats.....	140
<b>Tableau IV.2</b> : Propriétés mécaniques des différents matériaux. ....	141
<b>Tableau IV.3</b> : Propriétés mécaniques d’une monocouche de composite avec une orientation de 0.....	141
<b>Tableau IV.4</b> : Différentes séquences d’empilement utilisées dans le composite.....	142
<b>Tableau IV.5</b> : Nombre d’éléments de maillage pour les différents substrats.....	144



# INTRODUCTION GENERALE

La plupart des structures ou les composants d'ingénierie contiennent des discontinuités géométriques, les plus connues sont entailles et fissures. Sous une sollicitation mécanique, ces défauts géométriques produisent une concentration locale de contraintes et de déformation. Ces contraintes dépassent souvent la limite de résistance du matériau dans une petite région autour du défaut géométrique, même pour des contraintes nominales élastiques relativement faibles. Quand un composant entaillé est soumis au chargement cyclique, la déformation cyclique dans la zone des concentrations de contraintes peut sévèrement réduire la durée de vie du composant. Les contraintes non élastiques cycliques peuvent causer le déclenchement des fissures dans ces régions fortement soumises à une contrainte et leur croissance ultérieure pourrait mener à la rupture du composant. Dans la plupart des cas, ces composants doivent être réparés afin d'éviter un déclenchement ou amorçage de fissure qui conduit à des dégâts matériels.

Le procédé de réparation et d'assemblage par collage est une technique prometteuse puisqu'elle a pris une grande partie dans diverses industries ou elle présente avec de nombreux avantages ; par rapport aux procédés classiques ; comme la réduction du poids, une bonne résistance à la fatigue, l'atténuation du choc et la facilité pour rassembler les formes les plus complexes. D'autres parts, Les assemblages collés sont plus intéressants que les méthodes classiques car les concentrations de contraintes dues aux trous et les éléments de liaison sont négligeables. Les tensions sur les extrémités sont aussi réduites car la colle remplit tout l'espace entre les deux éléments rassemblés, ce qui favorise la répartition des efforts de collage.

Une fois l'endommagement détecté dans le matériau, les ingénieurs doivent décider de réparer ou non la structure. Dans le domaine de l'aéronautique, la réparation des défauts géométriques exige un collage de patch qui présente des propriétés mécaniques élevées afin d'atténuer au maximum la concentration de contraintes. Le choix de la méthode de réparation se fait en fonction de la nature du matériau à réparer, de l'ampleur du dommage et de son utilisation. En effet, après analyse du dommage, il faut choisir entre une réparation cosmétique si le dommage est superficiel ou une réparation structurale si le dommage est plus important mais réparable. Un choix de méthode de réparation adapté au matériau et au dommage est alors effectué. Une fois réparée, la pièce est inspectée afin de vérifier la performance de la réparation. Ces patches sont dans la plupart des cas des composites.

Ces matériaux composites prennent de plus en plus une grande partie d'utilisation dans plusieurs domaines industriels à savoir l'aéronautique, génie civil, sport loisirs etc...

En effet, les matériaux composites permettent d'obtenir de bonnes propriétés mécaniques avec un poids réduit et présentent une bonne résistance à la fatigue et à la corrosion.

L'utilisation d'adhésifs présente pourtant quelques inconvénients comme la faible résistance à la température et l'absorption de l'eau. Les composants collés peuvent aussi présenter des défauts qui réduisent la qualité de l'assemblage comme les porosités et les espaces vides. Une bonne qualité d'adhésion est garantie par les essais avec lesquels on est capable de déterminer les caractéristiques mécaniques de l'assemblage ou bien de détecter les défauts à l'intérieur de la couche de colle. Il existe deux types d'essais :

Différents défauts sont susceptibles d'être créés au niveau des différentes zones de l'assemblage. La présence de porosités au sein du joint résulte du départ de produits volatils et l'existence de bulles d'air au cours de la réticulation. La mise sous pression de l'adhésif au cours du cycle de cuisson est censée réduire ce phénomène. La concentration, en une région donnée, de porosités peut conduire à la création de trous ou cavités. Ces trous peuvent aussi s'expliquer par une quantité insuffisante d'adhésif. Si elles sont localisées à l'interface, les cavités créent des interfaces non liées qui peuvent aussi s'expliquer par une mauvaise préparation de surface du substrat. Les fissures au sein de l'adhésif sont dues à l'action de contraintes thermiques au cours de la réticulation. Enfin, les zones de mauvaise réticulation peuvent s'expliquer soit par un temps de réticulation insuffisant, soit par une composition inhomogène de l'adhésif.

Pour analyser le comportement des joints adhésifs collés, parmi les méthodes numériques, la méthode des éléments finis tridimensionnels a été fortement développée aux cours de ces dernières années grâce à l'amélioration des performances des moyens informatiques et des codes de calcul (ABAQUS, .....), elles permettent de modéliser des géométries complexes et la prise en compte d'un nombre important de phénomène physique offrant des perspectives intéressantes par rapport aux modèles analytiques.

Dans le domaine de réparation par patch composite, l'objectif principal des différentes recherches est d'atténuer au maximum le champ de contraintes au niveau de la zone endommagée par modifier la nature, la forme, la séquence d'empilement du patch composite sans toutefois oublier l'adhésif qui est le maillon faible de la structure.

Notre travail s'inscrit dans ce contexte, l'objectif est d'analyser le comportement mécanique et en rupture d'une structure endommagée et réparée par patch composite en présence des défauts dans la couche d'adhésif. Plusieurs paramètres ont été pris en considération tels que le chargement, la longueur de la fissure, la séquence d'empilement

et la nature du patch et la présence du défaut de collage. Une modification a été apportée à la pièce endommagée afin de protéger la couche d'adhésif contre l'effet de vieillissement sous l'action de température et l'humidité. D'autre part, on a essayé une réparation par patch composite hybride afin d'assurer un bon transfert de charge de la zone endommagée.

Ce manuscrit est structuré en quatre chapitres :

Le premier chapitre est consacré à une étude bibliographique. Il nous a paru utile de présenter un état de l'art sur les différentes recherches effectuées dans le domaine de la réparation. Une attention particulière sera portée aux problèmes de la présence des défauts dans le joint d'adhésive qui affecte principalement le transfert de charge.

Le deuxième chapitre traite l'analyse par la méthode des éléments finis le comportement en rupture d'une plaque en Aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par un patch composite en prenant en compte l'effet des paramètres géométriques et mécaniques liés au patch et l'adhésive ainsi que la position, la forme et la taille du défaut de collage sur la qualité de la réparation par la détermination des différentes contraintes dans le patch et l'adhésive.

Dans le troisième chapitre, on a proposé une méthode pour réduire les contraintes sur la plaque en protégeant l'adhésif contre l'effet du vieillissement qui affecte de manière significative les propriétés mécaniques de l'adhésif et du patch composite. Plusieurs facteurs ont été mis en évidence à savoir, l'effet de la séquence d'empilement composite, la modification de l'épaisseur de la plaque, la présence de défauts de collage dans les positions où les contraintes sont élevées.

Dans le quatrième chapitre, nous étudions l'influence des propriétés mécaniques du patch composite en utilisant un patch hybride en combinant les propriétés mécaniques des couches en carbone et couches en aramide. Ainsi qu'une modification de l'épaisseur de chaque couche en fonction de la taille de la fissure et la position de défauts dans la couche adhésive.

## **I.1 INTRODUCTION :**

Vu leur excellent rapport rigidité/masse volumique, les alliages d'aluminium sont largement utilisés dans les structures aéronautiques qui sont dimensionnées principalement pour répondre au problème du vieillissement et permettre de résister aux efforts extérieurs. Il serait donc impossible d'éviter les discontinuités géométriques dans le matériau ainsi que les défauts et les dommages durant le service.

La réparation des structures est intimement liée à l'histoire de l'aviation et aux matériaux qui les ont constitués, la démarche de réparation de ces structures correspond historiquement au développement de solutions pour l'aviation militaire. La fin des années 70 et le début des années 80 représentent le mieux ce déploiement d'efforts pour la réparation avec l'établissement des principales techniques de réparation.

Le but étant de retarder l'apparition de fissures en renforçant préventivement les structures endommagées. Très peu d'études concernent le renforcement préventif. De ce fait, des travaux antérieurs sur la réparation par patchs composites et métallique ont servi de point de départ. Ce chapitre a pour but de présenter quelques-uns de ces travaux menés dans le domaine de la maintenance aéronautique afin de réparer des structures endommagées avec des matériaux composites. En effet, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés pour réparer des structures aéronautiques vieillissantes grâce à leurs propriétés mécaniques spécifiques élevées et à leur diversité. Leurs applications ont notamment connu un essor à la fin des années 70 [1].

Il existe plusieurs méthodes de réparations de ces défauts géométriques, soit par soudage, rivetage trou d'expansion etc...

## **I.2 Présentations des différents types de réparations :**

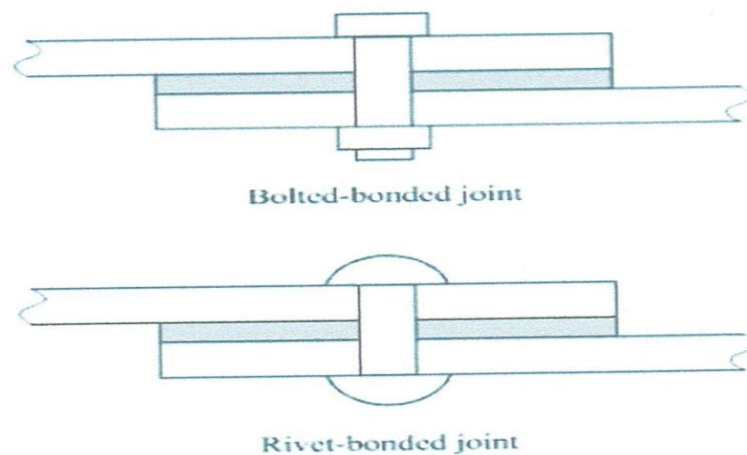
### **I.2.1 Réparation par boulonnage et rivetage :**

Aujourd'hui, la plupart des assemblages mécaniques aéronautiques sont constituées de boulons ou de rivets comportant une adhésive à l'interface (Figure I.1), pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de corrosion [2].

Par ailleurs, les avionneurs cherchent à donner à l'adhésive un fonctionnement structural et ainsi réduire le nombre de fixations. Le dimensionnement de ce type d'assemblage mixte doit s'appuyer sur des modèles de comportement, qui permettent

d'optimiser les paramètres de conception (dimensions, propriétés de l'adhésif, couple de serrage,..) optimaux en termes de résistance ou de raideur. La difficulté réside alors dans la détermination du taux de transfert de charge entre le boulon ou le rivet et le joint de colle.

Cette réparation est très rapide, mais elle nécessite le perçage de trous. Cette opération peut introduire des endommagements ou / et de fortes concentrations des contraintes. En outre, une masse supplémentaire est ajoutée à cause du recouvrement et du boulon ou du rivet. Cette méthode est donc utilisée comme une réparation temporaire (Figure I.2).



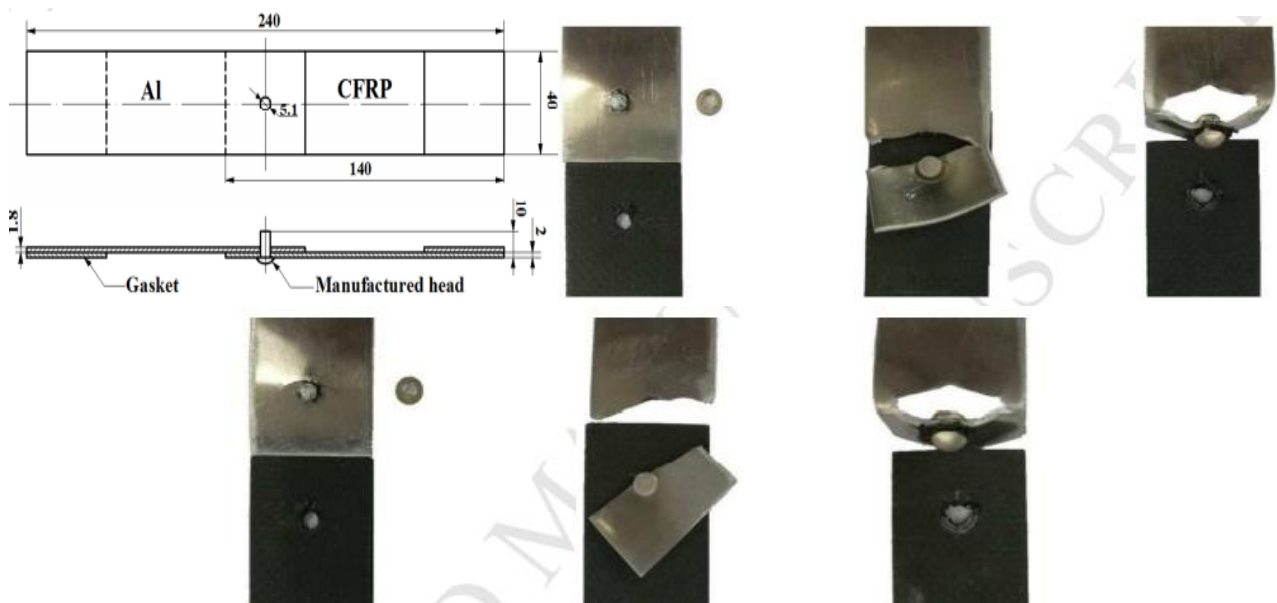
**Figure I.1** : Réparations par boulonnage et rivetage couples avec un joint de colle.



**Figure I.2** : Réparation patch riveté sur fuselage de Boeing.

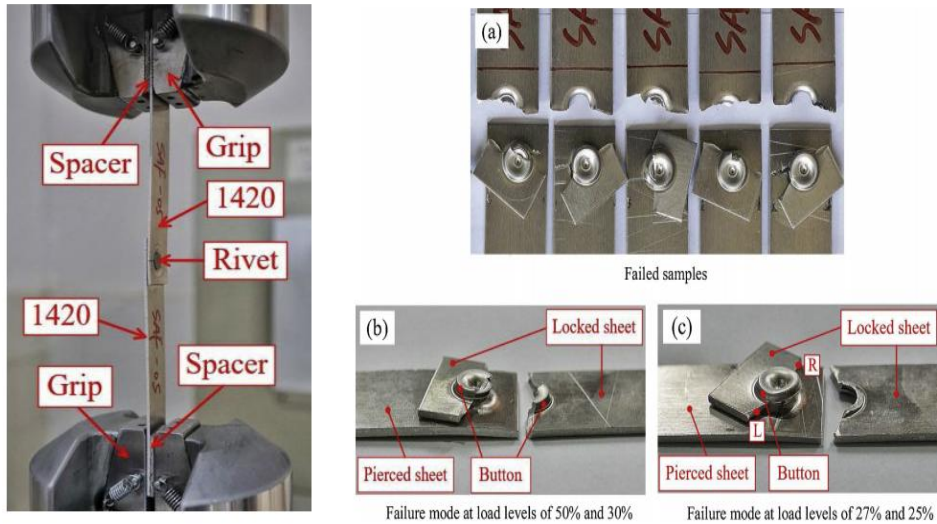
Par conséquent, beaucoup d'efforts ont été consacrés au développement de nouveau procédé de rivetage électromagnétique qui est adapté à l'assemblage de

composites en raison de faible dommage. Dans l'analyse de Hao Jiang et al [3], les expériences de rivetage électromagnétique ont été menées pour obtenir la fatigue des échantillons (figure I.3). Les résultats expérimentaux ont montré que les dimensions de la tête entraînée du rivet ont eu un effet remarquable sur la propriété de fatigue. La durée de vie à la fatigue a d'abord augmenté, puis diminué avec l'augmentation de diamètre des rivets et que la rupture par fatigue a montré que les échantillons présentaient trois modes de rupture: rupture du rivet, rupture de la tôle d'aluminium et rupture des tôles de CFRP et d'aluminium sous l'influence des dimensions de la tête d'entraînement et des niveaux de contrainte.



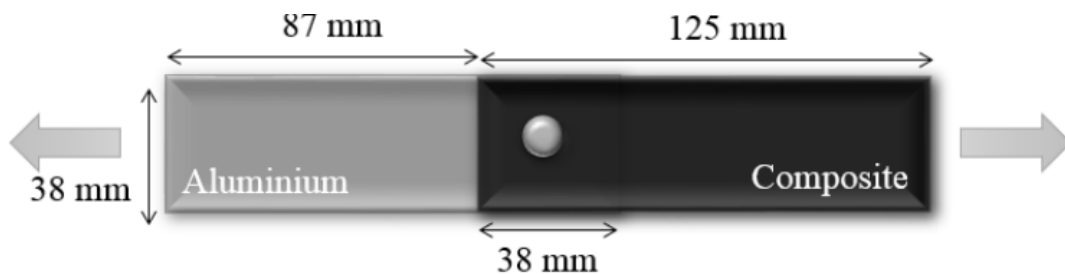
**Figure I.3 :** Dimensions géométriques des échantillons rivetés [3].

Plusieurs travaux portent sur ce genre de réparations comme celui Xianlian Zhanga et al [4] qui ont étudié le rivetage auto-perforant (R.A.P) de 1420 tôles en alliage aluminium-lithium. Des essais statiques avec des charges de cisaillement et des essais de fatigue utilisant le mode de chargement en tension/ tension ont été appliqués pour obtenir les performances et les modes de défaillance du joint. Les tôles en alliage AL 1420 peuvent être rejointes efficacement en utilisant le R.A.P. Les joints se sont rompus dans le rivet arraché de la tôle verrouillée lors d'essais statiques, et la tôle verrouillée s'est fracturée lors des essais de fatigue. L'usure de contact peut être observée à l'interface de contact entre la tige du rivet verrouillée ou entre les deux tôles à différents niveaux de charge. La zone de contact change à un niveau de charge élevé ou faible, et il est très important pour les chemins de rupture par fatigue (figure I.4).



**Figure I.4 :** Modes de défaillance par fatigue des joints AL1420 [4].

L'étude d'Amandine Gaya [5] a pour objectif de mesurer la résistance à la fatigue des joints en composite thermoplastique-aluminium par rivetage auto-perforant (figure I.5). Les résultats expérimentaux seront utiles pour intégrer la technologie RAP pour joindre le composite thermoplastique au métal dans le processus automobile traditionnel. Cette étude analyse également l'impact de paramètres tels que la forme du rivet, le type de matériau composite et la température d'essai sur les performances de fatigue des joints. Ils ont conclu que la forme du rivet peut influencer sensiblement la résistance limite à la fatigue de l'assemblage RAP et que la tête bombée du RAP est plus favorable que le rivet fraisé d'autre part, les matériaux composites sont un facteur déterminant pour la résistance à la fatigue de l'articulation RAP et que le joint composite RAP/aluminium s'est avéré être une méthode d'assemblage multi matériau durable pour l'industrie automobile.



**Figure I.5 :** Modèle Géométrique [5]

Cette solution permet de réparer des pièces composites ou métalliques sans effectuer de traitement de surface. Elle est fiable et est utilisée pour réparer des pièces

subissant un fort chargement. Néanmoins, l'utilisation de nombreux rivets entraîne un surpoids important et peut créer des concentrations de contrainte.

## **I.2.2 Réparation par patchs composites dans l'aéronautique :**

L'utilisation des matériaux composites est en expansion dans plusieurs industries et particulièrement dans le domaine de l'aéronautique où on leur trouve de nombreuses applications mettant à profit leurs propriétés. En effet, les matériaux composites permettent d'obtenir de bonnes propriétés mécaniques avec un poids réduit et présentent une bonne résistance à la fatigue et à la corrosion.

Ces patchs composites permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées. L'influence des propriétés mécaniques du patch composite sur le comportement global des structures réparées a été étudiée dans de nombreux travaux.

### **I.2.2.1 Analyse expérimentale :**

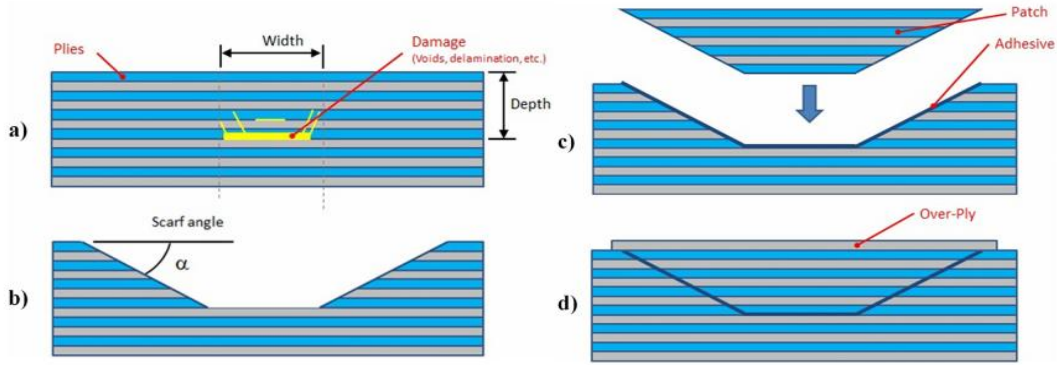
La réparation des structures par le collage d'un patch composite est utilisée pour prolonger la vie des composants défectueux ou mal conçus à un coût raisonnable. Ces réparations ont généralement un des trois objectifs : L'amélioration de la résistance à la fatigue, augmenter la résistance au vieillissement et en minimiser les inspections répétées.

La réparation d'une structure fissurée peut être effectuée, par le collage à la structure d'un patch externe, dans le but d'arrêter ou de ralentir la propagation de la fissure. Des dommages de corrosion sont éliminés par meulage des matériaux dans la partie endommagée et peuvent être renforcés avec le matériau de remblai et d'un patch collé afin de rétablir la capacité initial de charge.

La réparation de panneaux composites a été largement étudiée au cours des 40 dernières années et de nombreux chercheurs ont signalé que les structures des avions peuvent être réparées pour restaurer entre 80% et 100% de la résistance du stratifié parent.

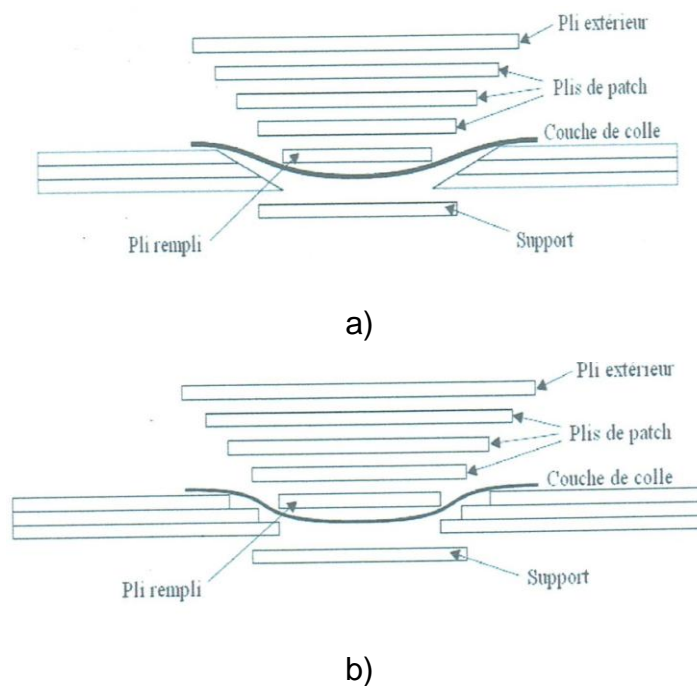
Une des méthodes les plus répandues est la réparation en « scarf » qui est montré dans la Figure I.6. Cette réparation est caractérisée par son angle d'entaille [6]. Cette technique représente une étape vers la réparation automatisée des zones internes inaccessibles des composants de l'avion, proposant une nouvelle solution basée sur un système robotique mobile.





**Figure I.6 :** Schéma de réparation : a) Évaluation des dommages ; b) Enlèvement de matière ; c) Liaison par patch ; d) plaque réparée [6].

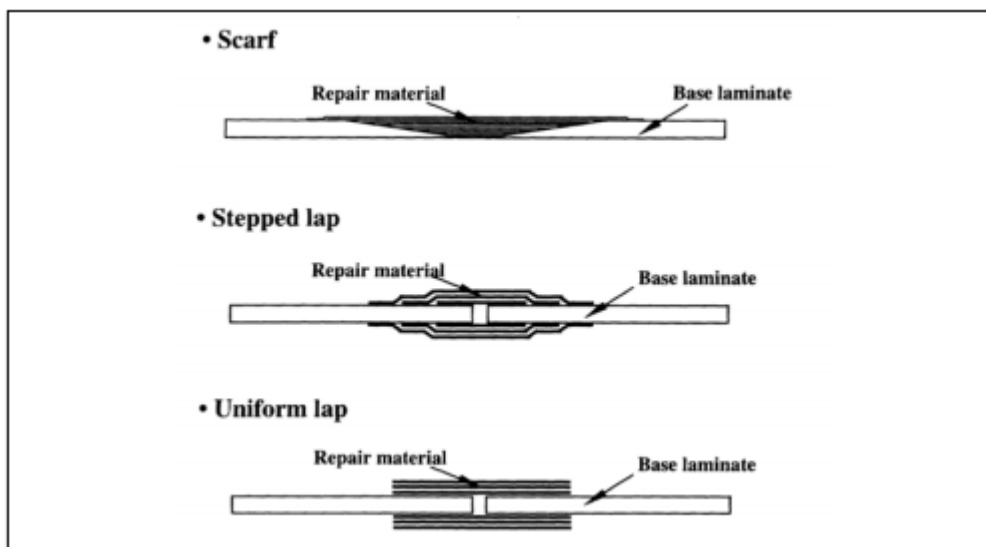
La réparation par remplissage de la zone endommagée demande dans un premier temps une préparation de la partie endommagée en réalisant un angle biseauté de 2 à 3° (Figure I.7 a) ou une surface en escalier sur le pourtour (Figure I.7 b) afin de garantir une bonne adhésion. Ensuite, la partie éliminée est remplie par des pré-imprègnes, déposés couche par couche. Finalement, un cycle de cuisson doit être appliqué afin de polymériser l'ensemble. Cette méthode, utilisée souvent dans l'industrie, produit de bonnes performances mécaniques et permet de reproduire la forme initiale. En revanche, le processus de réparation est long et difficile. Une bonne technique de réalisation est la clé de la réussite de la réparation.



**Figure I.7:** a) Remplissage avec un angle biseauté. b) Remplissage avec une surface en escalier [7].

Plusieurs travaux portent sur ce genre de réparations comme celui d'Ahn et Springer (1998) [8] qui ont étudié les réparations en entaille et par collage en surface afin de joindre deux plaques de composites (Figure I.8). Ils ont mis concluent que :

- Un angle d'entaille de 1 degré permet un recouvrement maximal des propriétés mécaniques lors d'un chargement en traction.
- Pour les réparations bout-à-bout, il existe une longueur de réparation à partir de laquelle la charge maximum en traction ou en compression n'augmente plus à cause des contraintes internes ajoutées.



**Figure I.8** : Réparations de composites utilisant le collage d'un stratifié dans une entaille (scarf) ou le collage de composite en escalier ou superposé en surface afin de joindre deux plaques bout à bout Tirée de (Ahn et Springer, 1998) [8]

Un autre moyen de réparation envisageable, notamment décrit par Sohail M. A. Khan [9] qui ont étudié expérimentalement le comportement des fissures de fatigue des plaques en aluminium 2024-T3 en présence d'entaille latérale V, de 2 mm épaisseur, collé avec une configuration de patch composite de carbone sur un simple côté (Figure I.9) trois épaisseurs de patch de 4, 6 et 8 couches, ont été pris en considération sur le comportement en fatigue de la structure.

Les résultats expérimentaux ont montré que la durée de vie en fatigue augmente avec l'augmentation de l'épaisseur du patch. La durée de vie maximale en fatigue a été obtenue pour le spécimen réparé avec un patch à 8 plis qui étaient d'environ 3 fois par rapport à un non réparé.

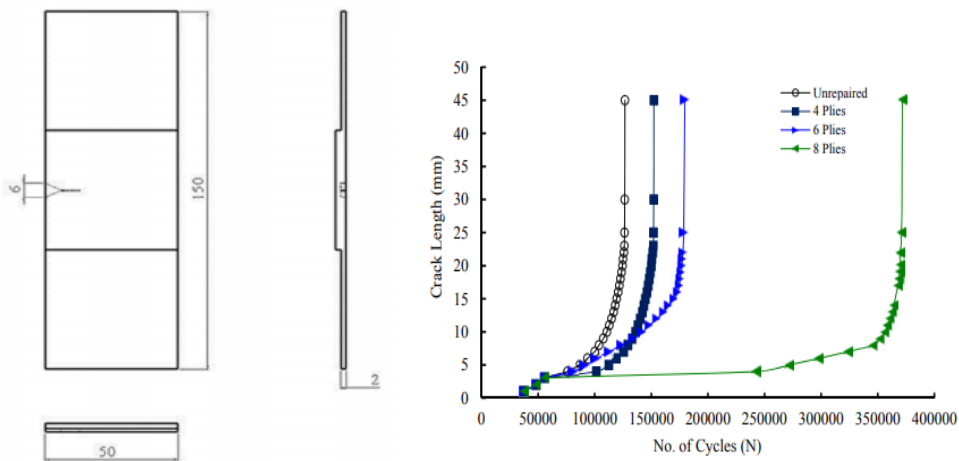


Figure I.9 : Eprouvette détaillé et résultat [9].

Certaines études ont été réalisées sur la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement dans la colle. Xiong et Raizenne [10] ont montré que des patches présentant une épaisseur dégressive amoindrissaient les contraintes dans la colle car la singularité géométrique est alors moins marquée (Figure I.10).

Ils ont par exemple optimisé l'angle et la longueur de la diminution d'épaisseur du patch composite.

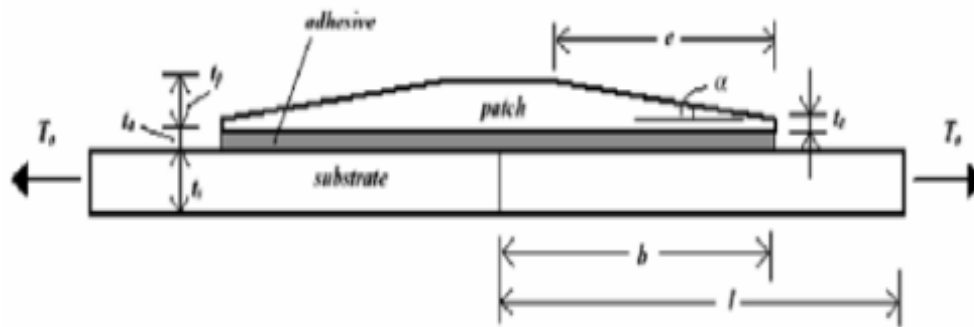
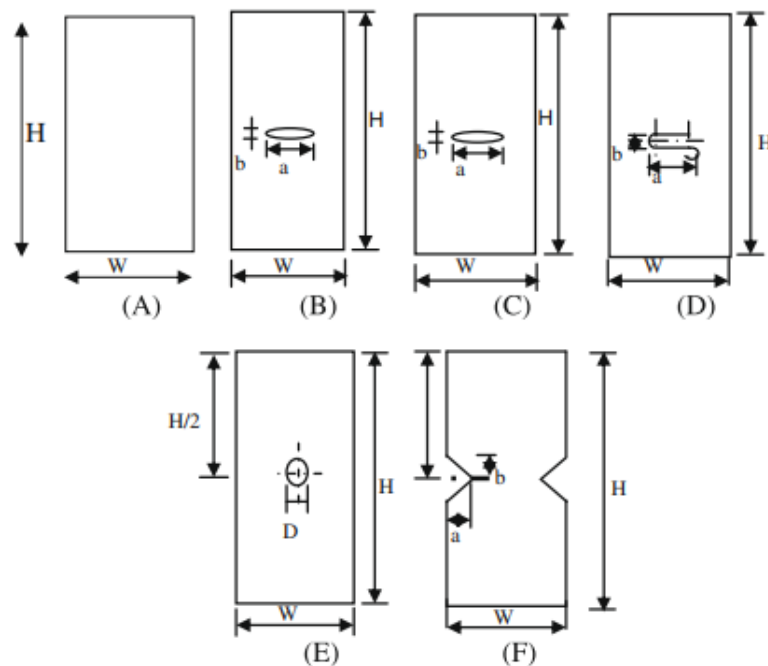


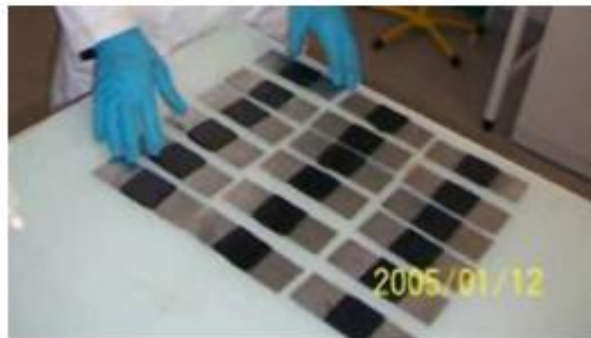
Figure I.10 : Patch composite avec une épaisseur dégressive [10].

K. Madani et al [11], ont été étudiés numériquement et expérimentalement le comportement mécanique de plusieurs plaques avec des entailles de formes diverses par des essais de traction (figure I.10). L'analyse par éléments finis de ces plaques est effectuée pour déterminer le facteur de concentration des contraintes ainsi que les distributions des contraintes. Les plaques entaillées sont renforcées par des patches collés sur un ou deux côtés (figure I.11-12). Les résultats de l'essai de traction montrent que les renforcements par patches composites augmentent les caractéristiques mécaniques de résistance des plaques entaillées mais d'un autre côté, il y a une perte de la déformation

plastique globale. L'utilisation d'un patch double face supprime l'effet de flexion en raison de l'excentricité du patch sur un seul côté et réduit les contraintes de cisaillement dans l'adhésif.

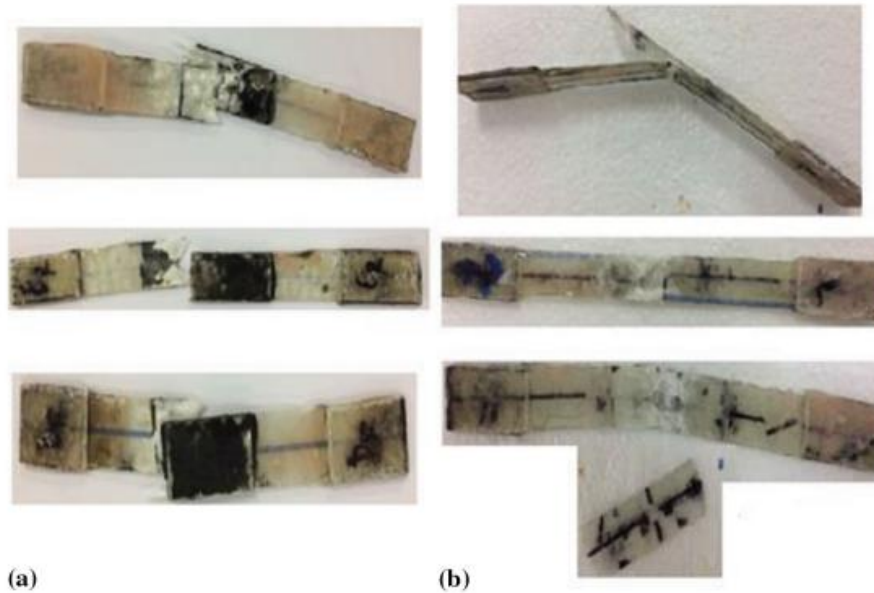


**Figure I.11** : configuration des éprouvettes [11].



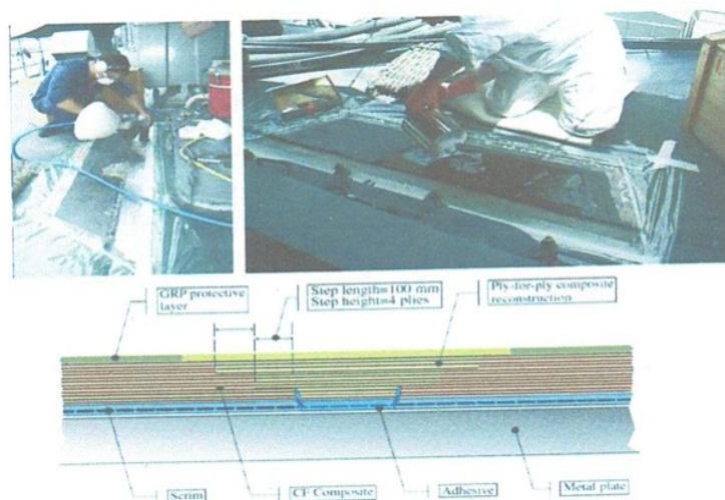
**Figure I.12** : Plaques entaillées réparées avec patch composite [11].

Benkheira, A et al [12] comparé les réparations simples et doubles avec des plaques de la réparation d'un composite stratifié bore/époxy endommagé par une entaille circulaire centrale, cette étude est une analyse expérimentale. Les effets de la technique de réparation utilisée, patch simple ou double, la nature du patch et sa séquence d'empilement, ont été mis en évidence. Les principaux résultats montrent que la performance de la réparation dépend de plusieurs paramètres, à savoir la nature du patch et sa séquence d'empilement, la technique de réparation utilisée (Figure I.13).



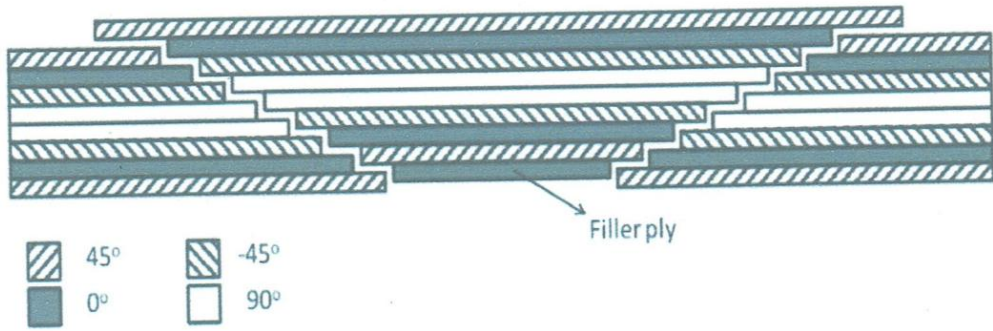
**Figure I.13** : Rupture de l'échantillon composite réparé (a) pièce dure (b) pièce molle [12].

De plus cette technique de réparation par patch a été utilisée pour réparer des grands bateaux métalliques (Figure I.14) [13]. Ils ont préparé la zone endommagée en escalier et reconstruit la partie éliminée par des composites plis par plis.



**Figure I.14** : Réparation des bordages en aluminium par patches composites internes [13].

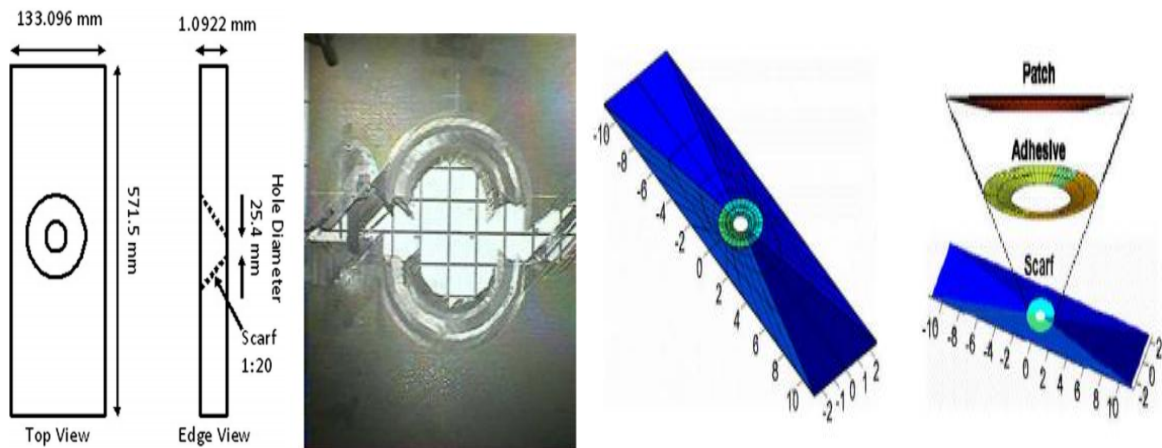
On peut citer aussi les travaux de Breitzman et Al [14]. Et ceux de Ridha et Al [15]. Les premiers ont étudié le comportement mécanique en traction d'un composite réparé par des patches biseautés dans l'objectif d'optimiser les paramètres de réparation. Les deuxièmes se sont intéressés à la modélisation numérique d'un stratifié [45/0/-45/90] réparé par un patch escalier (Figure I.15).



**Figure I.15 :** Réparation d'un stratifiés [45/0/-45/90] par patch composite interne [15].

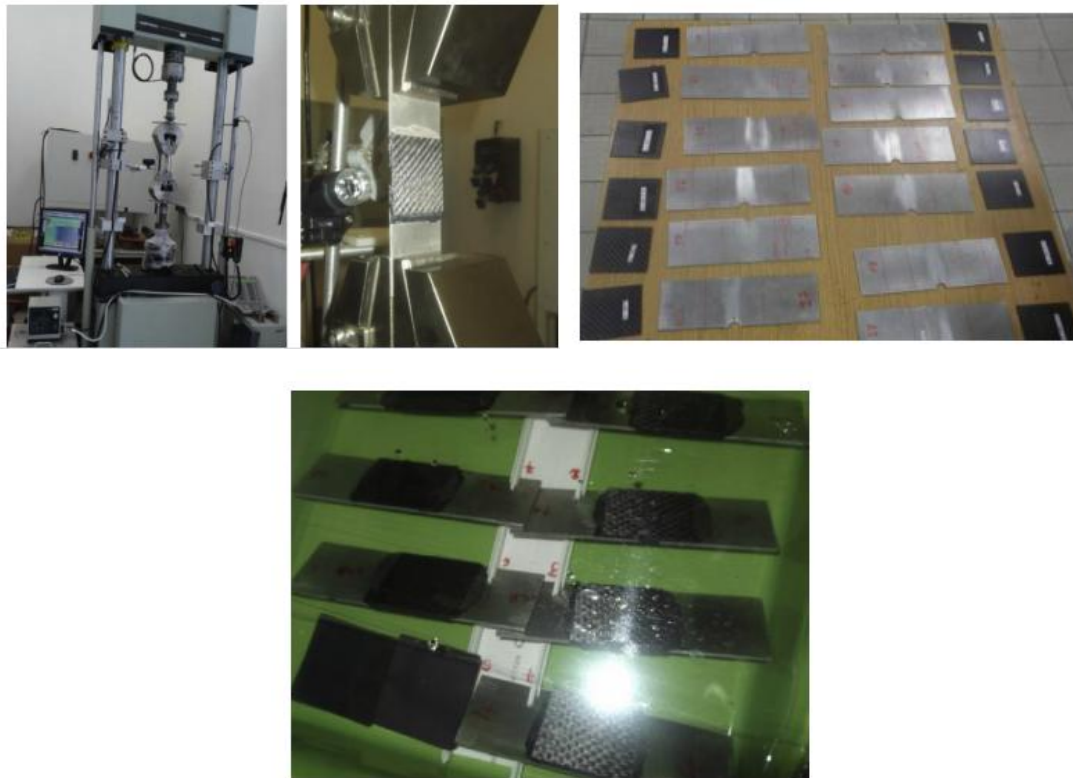
L'un des principaux inconvénients de l'utilisation de patchs composites dans la réparation de plaques métalliques est le développement de contraintes thermiques résiduelles dues aux cycles de durcissement des réparations collées. Les stratifiés en fibres métalliques (FML) ont des coefficients de dilatation thermique globalement plus élevés que les pièces entièrement composites.

Breitzman et al [14] ont développé une étude numérique et expérimentale sur les réparations scafs avec et sans couches de recouvrement chargées en tension (figure I.16). Une Optimisation multidimensionnelle a été effectuée pour calculer les orientations des plis de réparation qui minimisent les contraintes de Von Mises dans l'adhésif. Ces séquences d'empilement optimales ont permis une réduction significative des niveaux de contrainte. Leurs résultats ont indiqué une résistance accrue des stratifiés réparés avec une couche externe en raison d'un transfert de charge supplémentaire dans la couche supérieure.



**Figure I.16 :** Dimensions et présentation des plaques de scafs et résultats [14].

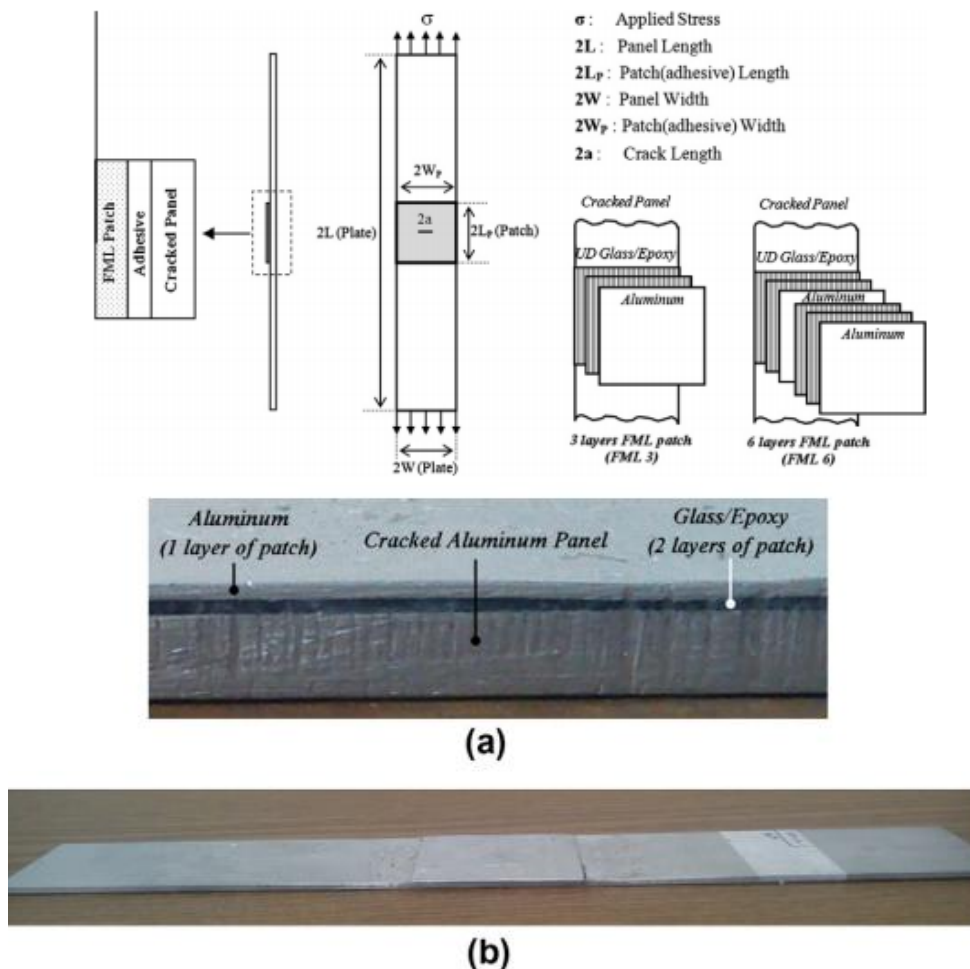
Plusieurs travaux portent sur ce genre de réparations comme celui L. Rezgani et al [16] qui ont étudié par des tests expérimentaux, l'effet du vieillissement hygrothermique de l'adhésif sur le comportement à la fatigue d'une plaque d'aluminium 2024-T3 endommagée, réparée par un patch composite carbone/époxy. L'effet de l'absorption d'eau par le patch composite et de l'adhésif a un effet significatif sur le transfert de charge de la plaque endommagée et donc sur le retard de la propagation des fissures. Les résultats expérimentaux ont montré que le nombre de cycles à fracturer est directement lié au temps de vieillissement (figure I.17).



**Figure I.17** : Présentation des échantillons endommagés et réparés par patch, effet de vieillissement [16].

Dans l'étude de Hossein Toudeshky [17], les contraintes thermiques résiduelles qui se produisent en raison du décalage des coefficients de dilatation thermique entre la pièce de FML et le panneau d'aluminium fissuré sous-jacent sont étudiées à l'aide d'études numériques et expérimentales. Les comportements de croissance des fissures de fatigue des panneaux d'aluminium fissurés au centre en condition de mode I avec des réparations sur une seule face des patches FML qui sont faits par des couches alternées d'aluminium et de fibre de verre-époxy sont effectuées (figure I.18).

La sensibilité de la température de durcissement sur la prolongation de la durée de vie de la croissance des fissures de fatigue et la forme du front de fissure des panneaux réparés est également étudiée. Il est démontré que l'application de différentes températures de durcissement n'affecte pas de manière significative les contraintes thermiques résiduelles, la durée de vie de la croissance des fissures et la forme du front des fissures des plaques réparées par des patches.



**Figure I.18** : Géométrie et chargement typiques des plaques en aluminium réparés d'un seul côté [17].

En général l'assemblage hybride permet de faire correspondre les propriétés de deux techniques d'assemblages différentes, dans le but d'obtenir un joint avec un meilleur ensemble de propriétés (pouvant impliquer la Résistance, l'absorption d'énergie en cas de défaillance, le coût, etc) par rapport au joint simple. Dans la littérature, plusieurs travaux traitant l'évaluation de la Résistance de ce type de joint et l'amélioration globale des propriétés, en termes de résistance statique, de résistance à la fatigue et d'absorption



d'énergie ont été trouvés. Première technique hybride découverte été le soudage plus le collage, et est donc la plus analysé dans la littérature.

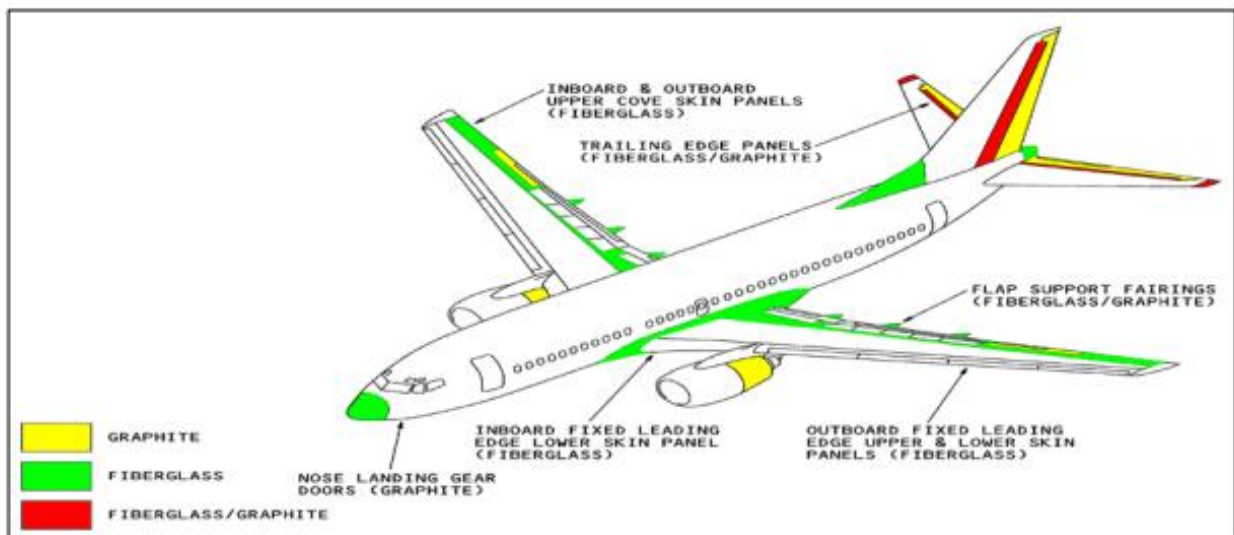
L'étude purement expérimentale de Djamel Basaid et al [18] sur le comportement des matériaux composites à base de fibre de verre utilisé en réparation aéronautique dans les ateliers de maintenance d'Air Algérie ont permis de constater que (figure I.19-20):

-La valeur faible de la contrainte est liée à l'adhérence de la zone d'interférence entre la plaque à réparer et les couches de tissu de patch.

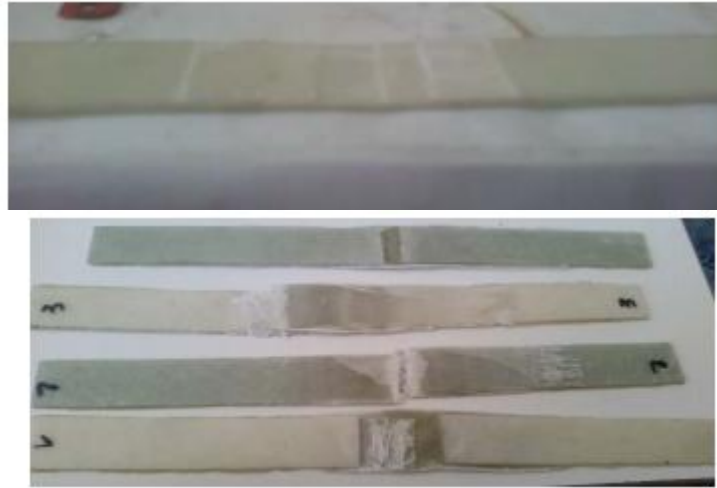
- Les fibres de verre soumises à des contraintes proches présentent des déformations différentes dues aux défauts d'élaboration, en particulier à la qualité d'élaboration de ces fibres.

- Les déformations des fibres obtenues dans le sens « trame et chaîne » du tissu est la même pour la même contrainte appliquée impliquant une orthotropie du tissu aéronautique.

-Une similitude des résultats obtenus entre les essais non destructifs et destructifs nous a permis d'utiliser cette méthode pour le calcul des paramètres de rigidité, les essais peuvent être reproduits en conservant les mêmes conditions.

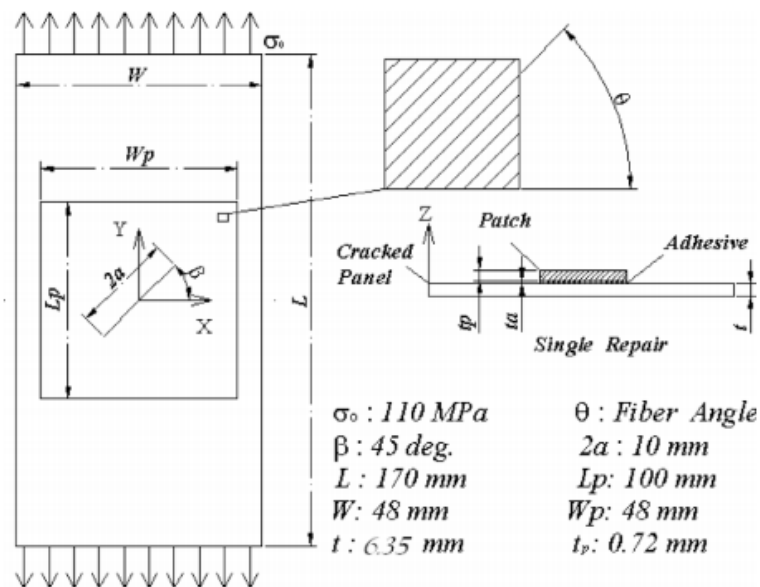


**Figure I.19** : Répartition des composites sur la structure d'Avion Boeing 737 /800 de la compagnie Air Algérie [18]

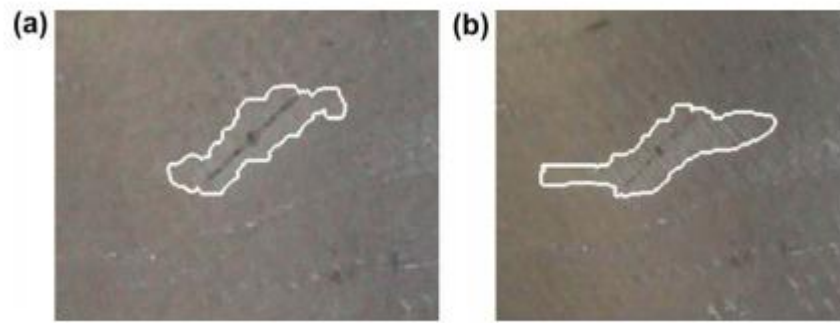


**Figure I.20** : Aspect détruite par les essais de traction après réparation [18].

Hosseini-Toudeshky et al [19] ont réalisé des expériences sur la croissance des fissures de fatigue de panneaux épais endommagés et réparés (figure I.21). Les analyses par éléments finis ont été effectuées en supposant la croissance uniforme de la fissure dans l'épaisseur du panneau pour simplifier les analyses. Les durées de vie en fatigue prévues en utilisant à la fois les paramètres de rupture à mi-plan et de rupture superficielle non réparée sont comparées avec les résultats expérimentaux (figure I.22). Il a démontré que la propagation des fissures est retardée suite à l'application de patch composite et qu'il y a création de zone de décollement au voisinage de la fissure.

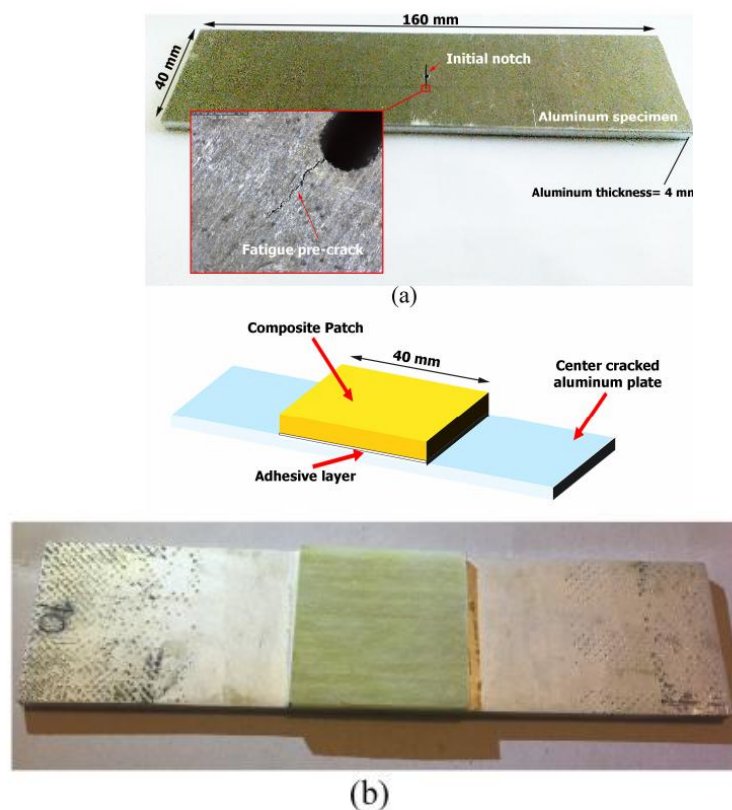


**Figure I.21** : Modèle Géométrique et chargement typiques d'une plaque réparé d'un seul côté [19]



**Figure I.22 :** Zone de décollement typique autour de la fissure pour plaque réparé avec  $[45]_4$  patch (a) à 19 000 cycles (b) 25 000 cycles [19]

Plusieurs recherches ont vu le jour ces dernières décennies traitant le problème d'endommagement des matériaux composites, et leurs modes de réparation. Abdullah Maleki [20] a étudié la défaillance des plaques d'aluminium fissurées réparées par des patches composites verre/époxy unilatéraux sous la charge de fatigue (figure I.23) et la technique d'émission acoustique a été utilisée pour surveiller l'effet de la pièce de réparation sur la progression des dommages.



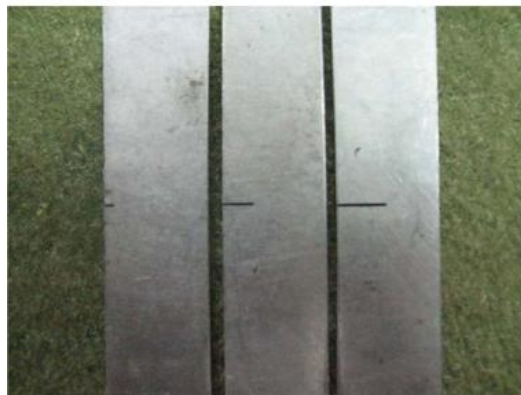
**Figure I.23 :** a) Les éprouvettes en aluminium fissurées, et b) les éprouvettes réparées [20].

Dans l'étude de Khalili et al [21] utilise des éprouvettes d'aluminium fissurées sur les bords et réparées avec des pièces composites sur une seule face ont été étudiées expérimentalement dans le cadre du test d'impact Charpy (figure I.24-25). Ils ont tiré les conclusions suivantes :

- Les plaques de carbone sont plus efficaces pour renforcer des plaques que le renforcement par des plaques de verre.

- Lorsque le rapport entre la longueur de la fissure et la largeur de l'échantillon est constant, les plaques de fibre de carbone présentent de meilleures caractéristiques que des patchs en fibre de verre. Mais en modifiant le nombre de couches de carbone, l'effet est plus prédominant dans le cas de fissures plus importantes longueurs.

- L'augmentation du nombre de couches de trois à cinq n'a que faible effet sur l'absorption d'énergie.

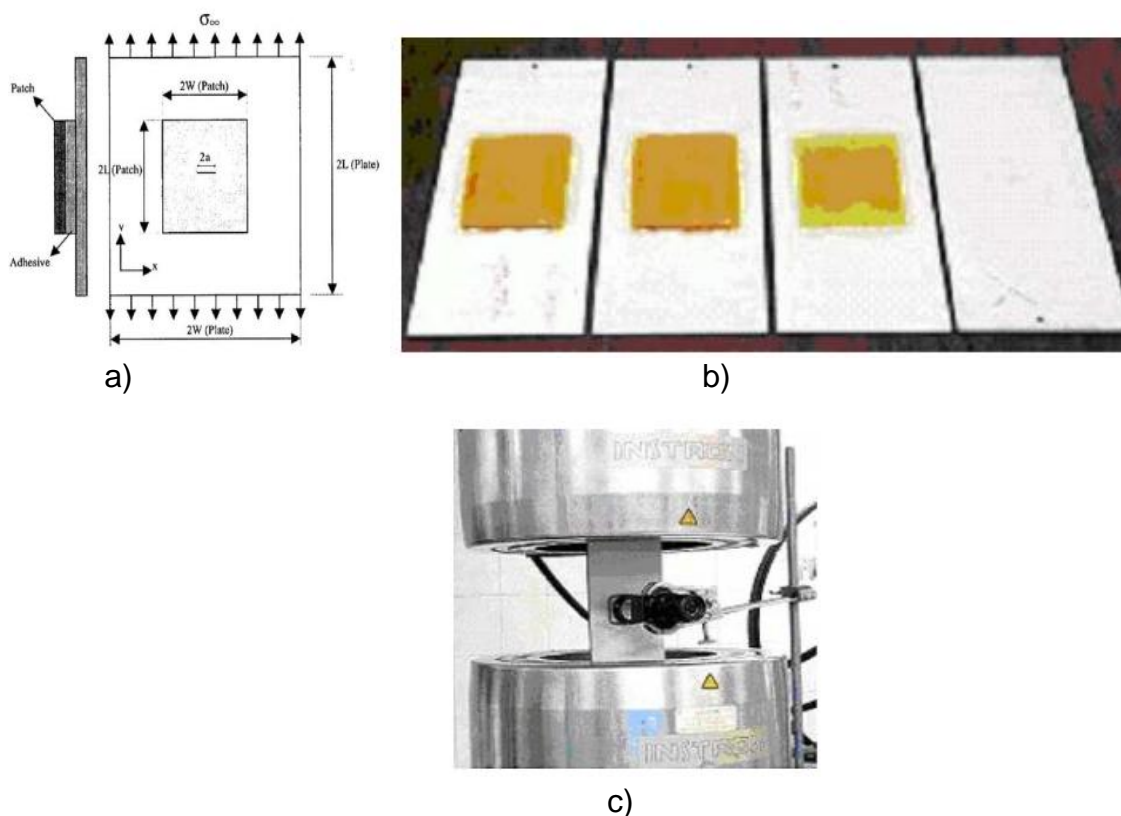


**Figure I.24 :** Échantillon avec différentes longueurs de fissures [21].



**Figure I.25 :** Échantillon après essai d'impact [21].

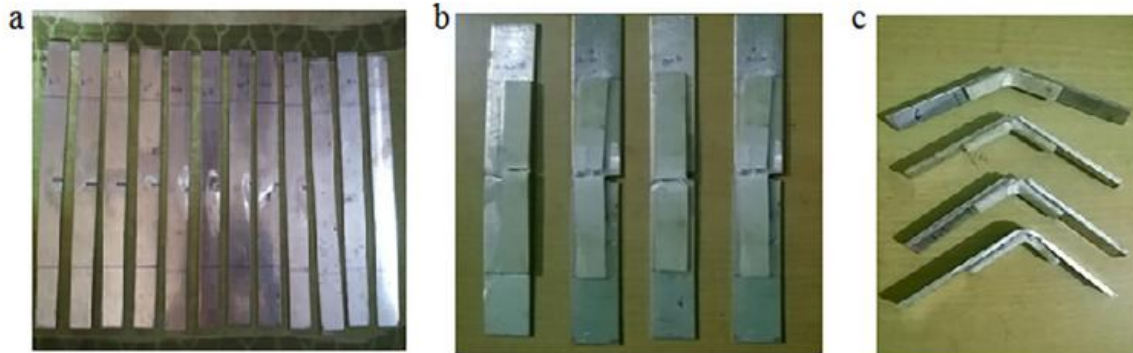
Une étude de Hosseini-Toudeshky [22] porte sur le comportement expérimental de la croissance des fissures de fatigue sur des plaques d'aluminium en présence de fissure centrale en mode I et qui ont été réparés avec des patches composites sur une seule face (figure I.26). Il a montré que la fissure se développe de manière non uniforme depuis son emplacement initial à travers l'épaisseur des panneaux réparés sur une seule face. Les formes de front de fissure propagées sont préformées pour divers des panneaux de différentes épaisseurs. Il est démontré qu'il existe des différences considérables entre les formes de fronts de fissures obtenues pour de minces panneaux réparés de différentes épaisseurs. Cependant, les formes des fissures sur le devant des panneaux épais réparés ne sont pas modifiées de manière significative par les différentes épaisseurs de patches. En outre, les effets de l'épaisseur des pièces sur la durée de vie des fissures des panneaux réparés sont étudiés pour deux épaisseurs typiques de panneaux minces et épais. Il a montré que la durée de vie des panneaux minces peut augmenter en utilisant une résistance de 16 couches. Cependant, pour les panneaux épais, la durée de vie peut être prolongée d'environ 21 à 35% en utilisant un patch à 4 couches, et en mettant en œuvre 8 et 16 couches n'a pas d'effet significatif sur l'allongement de la durée de vie par rapport à celle des patches à 4 couches.



**Figure I.26 :** a) Modèle géométriques, b) Échantillons réparés et non réparés  
c) Position de l'échantillon et de la caméra sur la pince de la machine d'essai [22]

L'étude de S.S. Pradhane [23] concentre sur la réponse des éprouvettes d'acier fissurées réparées par des patchs composites en polymères sur un seul côté des éprouvettes soumises à des essais de traction, de flexion et de dureté. Les résultats montrent que :

- Les patchs composites sont très efficaces pour réparer les structures fissurées.
- Pour augmenter les performances d'une réparation de patch, le choix de l'épaisseur de patch est le plus nécessaire.
- L'application du patch dans l'orientation souhaitée est l'un des avantages significatifs du patch composite. Si la force est appliquée sur la structure principale dans une seule direction, alors dans ce cas, le patch unidirectionnel conviendra à la place du patch composite tissé.
- Lors d'essais de traction et de flexion, il a été constaté que la couche intérieure doit être fixée au métal de base, ce qui est très important.
- Par exemple, pendant le test de traction, les 6 plis de verre / époxy qui est attaché avec le métal de base montre de meilleurs résultats également dans le test de flexion (figure I.27).

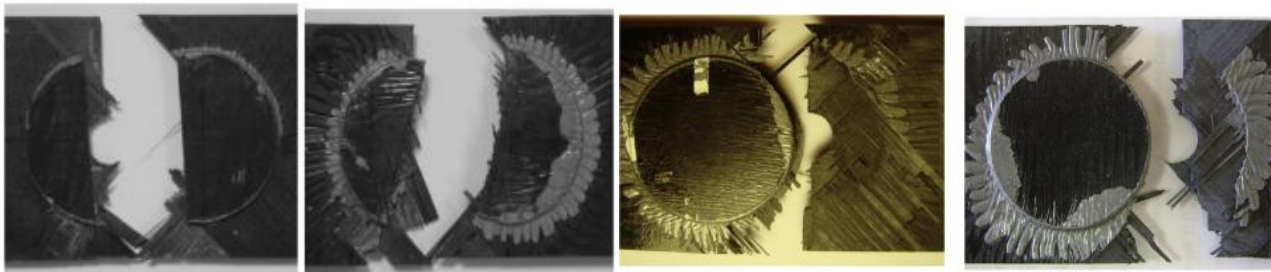
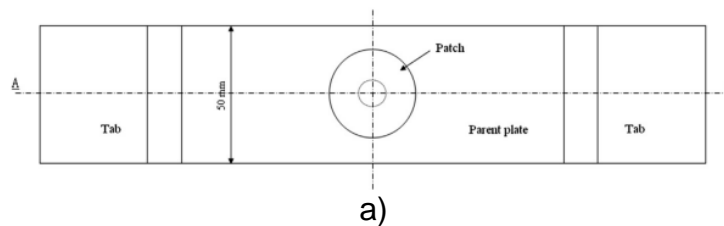


**Figure I.27 :** a) Échantillons avec différentes longueurs de fissures pour l'essai de traction ; b) Échantillon composite après l'essai de traction ; c) Échantillon composite après l'essai de flexion en trois points [23].

Le travail de Pengcheng Cheng et al [24] concerne l'analyse des plaques composites crantées réparées par patch circulaires externes, les performances de réparation sous la charge de traction dépendent non seulement de la rigidité dans le plan du patch, mais aussi de la séquence d'empilement des patchs, en particulier de l'orientation des fibres de la couche adjacente au joint collé (figure I.28).

Dans le cas d'un joint adhésif fort, la rigidité des plaques doit être optimisée pour libérer une forte concentration de contraintes et obtenir les meilleures performances de

réparation. Il a été constaté que la progression des dommages des réparations ne dépend pas seulement de la rigidité des patches mais aussi de la séquence d'empilement. Ces modèles de dommages sont essentiels pour le développement d'un outil de conception numérique pour l'optimisation des réparations de patches externes. Concernant l'effet de l'orientation des fibres adjacentes, la variation de la performance de réparation pourrait atteindre 10 % si  $\beta$  passe de 90 à 0. Le patch avec orientation 0° des fibres présente la résistance la plus élevée. Il semble que le niveau de dommage dans la couche adjacente joue un rôle important dans la performance des réparations sous charge de traction.



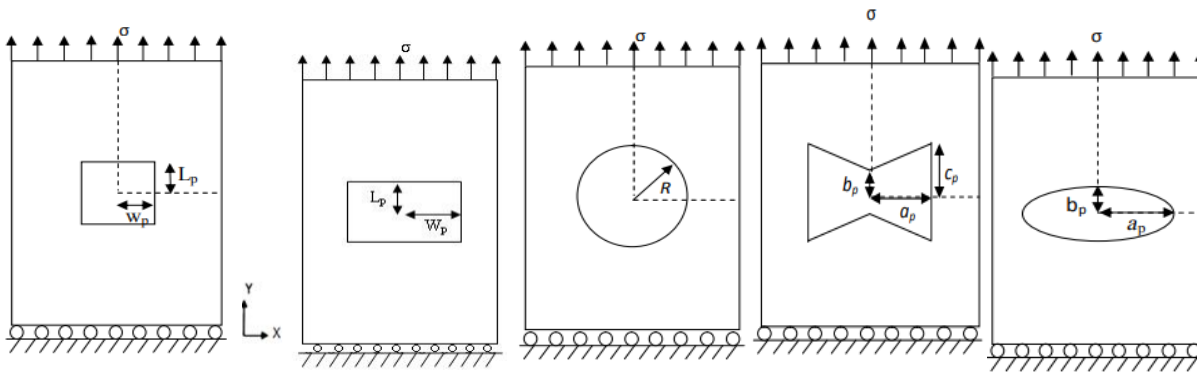
**Figure I.28** : Modèle géométriques, b) Rupture des échantillons réparés par différents patches : Patch [ 90] Patch[75/-75]s Patch[45/-45]s [90/0/45/-45]. [24]

### I.2 2.2 L'optimisation de la forme du patch :

Certaines études ont été concentrées sur l'influence de la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement et de pelage dans la colle.

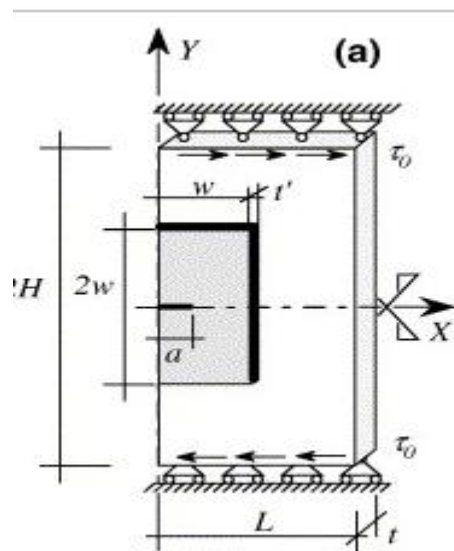
Comme dans le cas de l'étude de Fekih et al [25] qui ont analysé par la méthode des éléments finis tridimensionnelle non linéaire l'effet des dimensions du patch (longueur, largeur et l'épaisseur) sur la variation de l'intégrale J le long du front de fissure réparée par patch en composite (figure I.29). La méthode des plans d'expériences a été appliquée pour optimiser la taille du patch et à déterminer la dimension la plus influençant sur la qualité de la réparation. Les auteurs montrent que les dimensions du patch ont une influence sur la résistance mécanique de l'assemblage. La largeur du patch doit être très supérieure à la longueur de la fissure afin d'y inclure la propagation de celle-ci sous le

patch en composite. L'augmentation de la longueur ou la largeur du patch conduit à une augmentation de la résistance de la structure réparée.



**Figure I.29** : Diverses formes de patches composites d'après [25].

La même méthode d'optimisation a été utilisée par Brighenti [26] pour optimiser la forme du patch d'une plaque fissurée est réparée chargée en mode I et II (figure I.30).



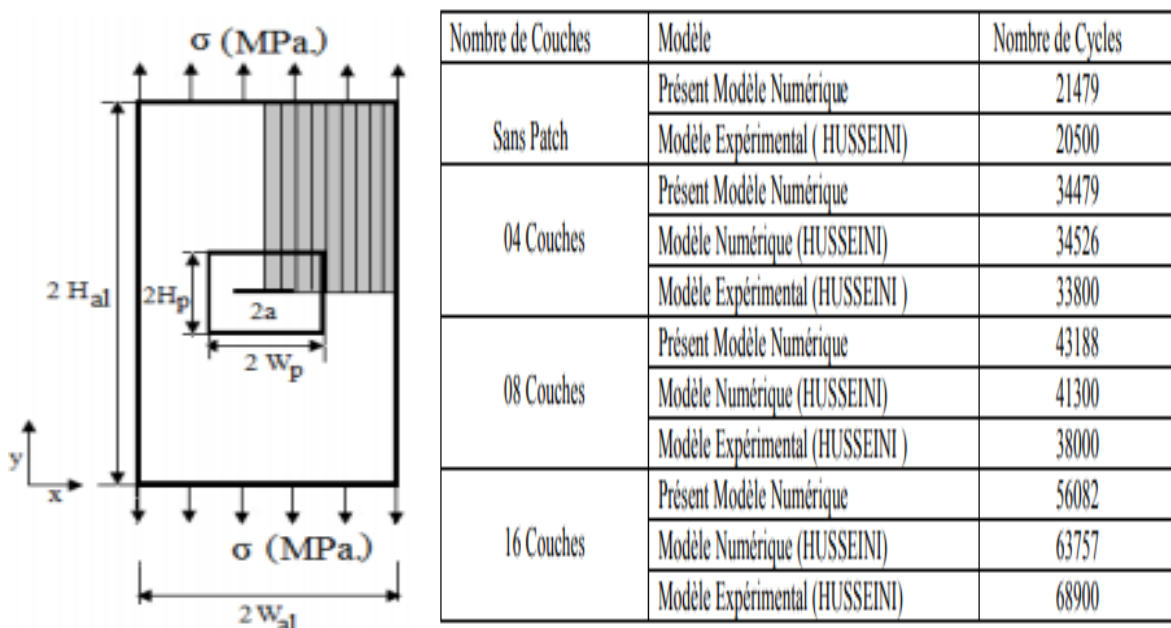
**Figure I.30** : a) Modèle géométrique (Brighenti et al) [26]

Les résultats obtenus montrent qu'une forme de patch optimisé conduit à une réduction du facteur d'intensité de contraintes environ 40-60% à celle liée à une forme simple du patch (carrée ou rectangulaire). Aussi la durée de vie en fatigue obtenue peut être considérablement améliorée par l'utilisation de patch de réparation optimisés par rapport au simple forme carrée ou rectangulaire.

Une simulation numérique dynamique en 3D utilisée par Errouane. L [27], a été effectuée pour prédire le facteur d'intensité des contraintes à la pointe de fissure ainsi que la durée de vie en fatigue d'une plaque en aluminium 2024-T3 réparée par un patch en



composite. Par la suite, une étude d'optimisation a été menée pour estimer la durée de vie adéquate justifiant une forme optimale du patch en composite (figure I.30). Considérant les variables de conception, telle que la hauteur, la largeur et l'épaisseur du patch, en plus de l'épaisseur d'adhésif, une importante réduction du volume de patch peut être réalisée en appliquant le modèle développé. La sensibilité des paramètres optimaux du patch est étudiée sous différentes tailles de fissures. Différentes séquences d'empilement et propriétés mécaniques du patch sont également considérées afin de réduire la concentration de contraintes au voisinage de la pointe de fissure, en aboutissant à une forte réduction du volume.

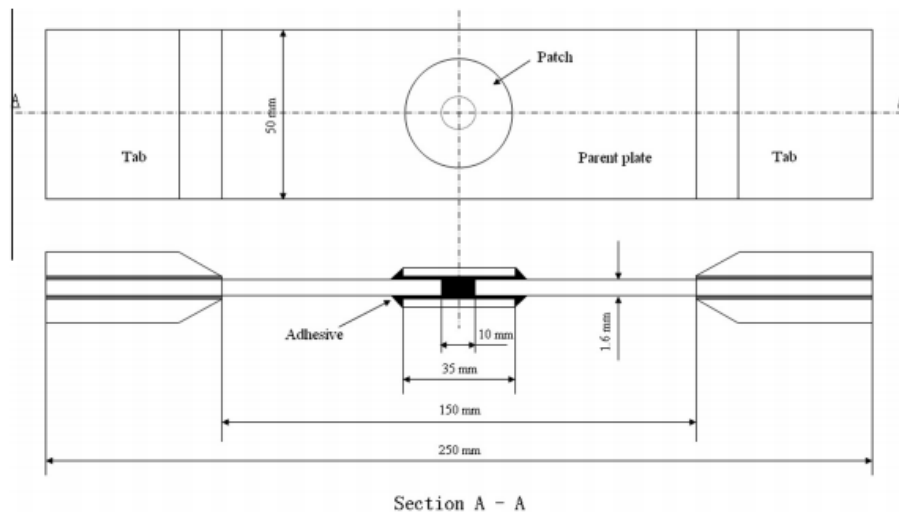


**Figure I.31 :** Modèle de la géométrie proposé par Errouane et les résultats [27].

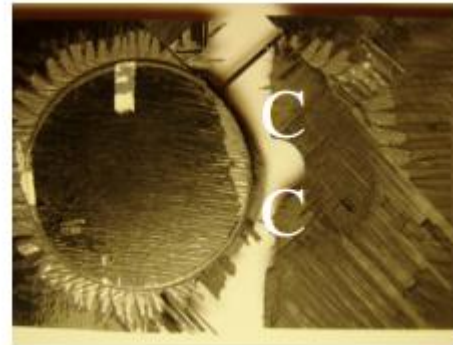
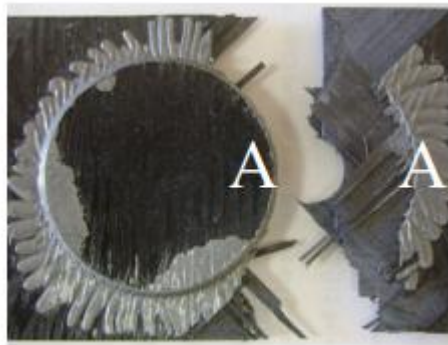
Bien que les joints collés soient des moyens primaires de transfert la charge dans la construction des structures aérospatiales et marines, ils sont des emplacements d'échec potentiel dû à la présence des discontinuités géométriques et matérielles qui causent des concentrations de contraintes élevées. Par conséquent, la réduction de contrainte de cisaillement et les contrainte normales le long des bords de l'adhésif dans les joints collés est importante.

Xiao-Jing et al, [28] proposent une méthode d'optimisation de la conception des réparations externes corrigées. Le comportement à la traction des échantillons entaillés avec réparation rapiécée a été étudié en utilisant l'analyse par éléments finis et comparé aux résultats expérimentaux (figure I.32). Il a été constaté que des concentrations élevées

de contraintes le long des bords transversaux des plaques circulaires ou sur les bords longitudinaux du trou entraînent une initiation précoce des dommages dans la plaque mère. Le site d'initiation des dommages et sa propagation dépendent de la rigidité dans le plan du patch. Xiao et al montrent que les performances du composite de patch de réparation dépendent non seulement de la grandeur de la surface de collage mais également de la géométrie du patch et de la séquence d'empilement.



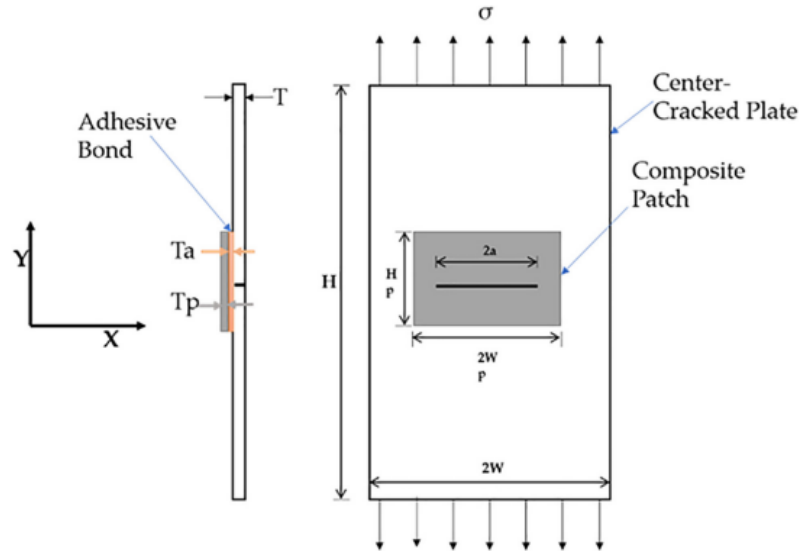
a)



b)

**Figure I.32:** a) Modèle géométrique [28] b) Rupture des échantillons réparés par différents patches : Patches [45/-45/0/90] et Patches [45/-45]s

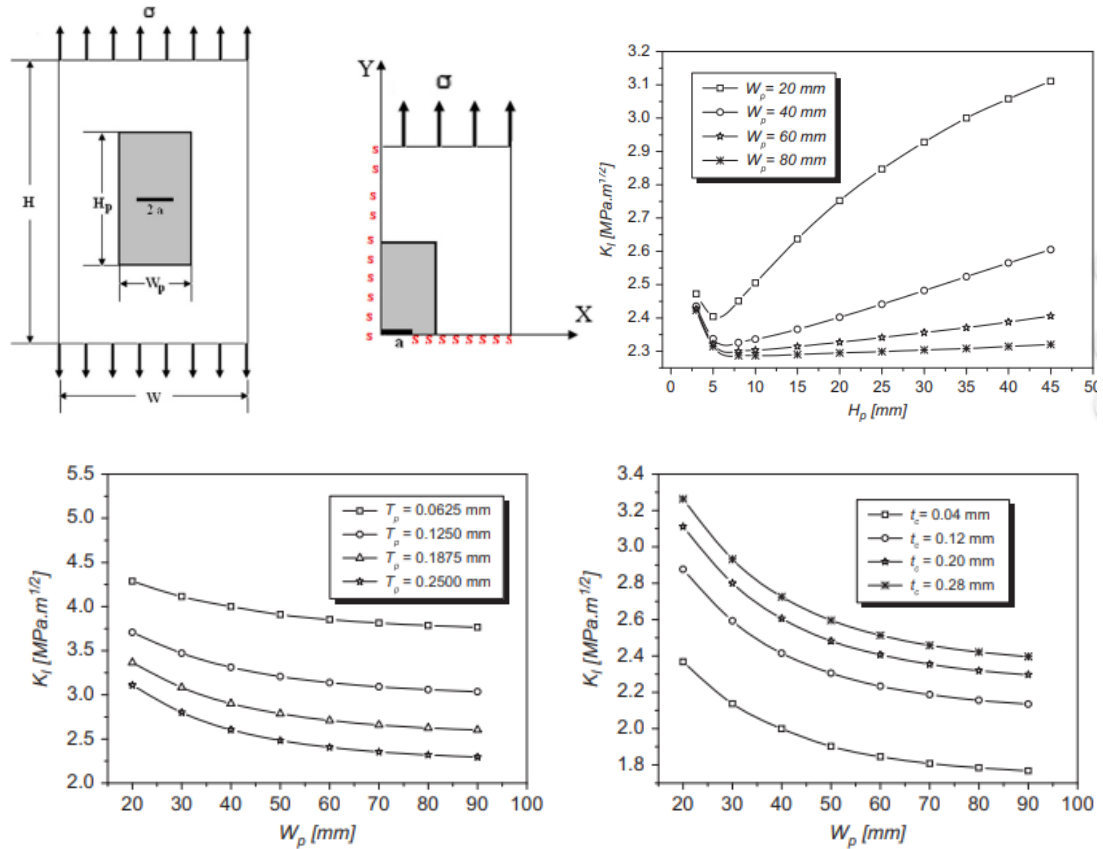
Il existe plusieurs paramètres à considérer ou sélectionner pour l'optimisation de la performance de la réparation par patch en composite (Épaisseur des patches ; Séquence d'empilement des patches ; Propriété et épaisseur de la colle ect..). Abdul Aabid et al [29] ont appliqué la méthode des éléments finis tridimensionnelles à une fissure centrale dans une plaque réparée par un patch en composite collé sur un côté de la plaque sous une charge de traction uniaxiale et ont bien analysé l'influence de chaque paramètre (sauf la séquence d'empilement des patches) (figure I.33).



**Figure I.33:** Modèle géométrique (Abdul Aabid et al) [29]

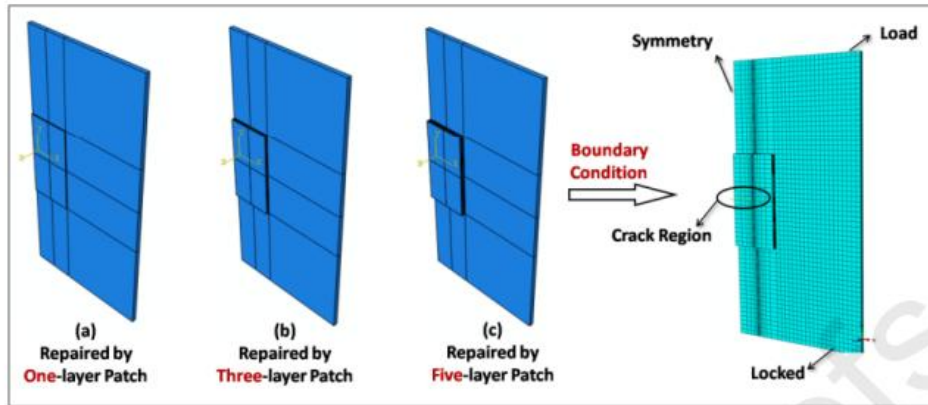
L'étude a réussi à optimiser les paramètres les mieux adaptés pour obtenir la solution optimale du facteur d'intensité de contraintes minimum. Selon les résultats, la valeur minimale du facteur d'intensité du stress est  $0,0487517 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ , ce qui peut être réalisé avec une combinaison de paramètres de l'épaisseur de la pièce composite et adhésive de 1 mm et 0,025 mm, respectivement, et un module de cisaillement de 1022 MPa.

Plus récemment, (Errouane et al. 2014) [30] ont proposé un modèle numérique 3D pour l'optimisation de la réparation par patch composite d'une plaque en aluminium 2024-T3 contenant une fissure centrale. Pour atteindre cet objectif, une modélisation par éléments finis est réalisée pour déterminer l'évolution du facteur d'intensité de contrainte au fond de fissure. La longueur de la fissure a été modifiée pour étudier les performances du patch. Pour avoir un volume optimal du patch satisfaisant le facteur d'intensité de contrainte. D'après les résultats, le volume du patch peut être réduit jusqu'à 57% et la séquence d'empilement  $[90_4]$  donne une réduction considérable du facteur d'intensité de contrainte (figure I.34).



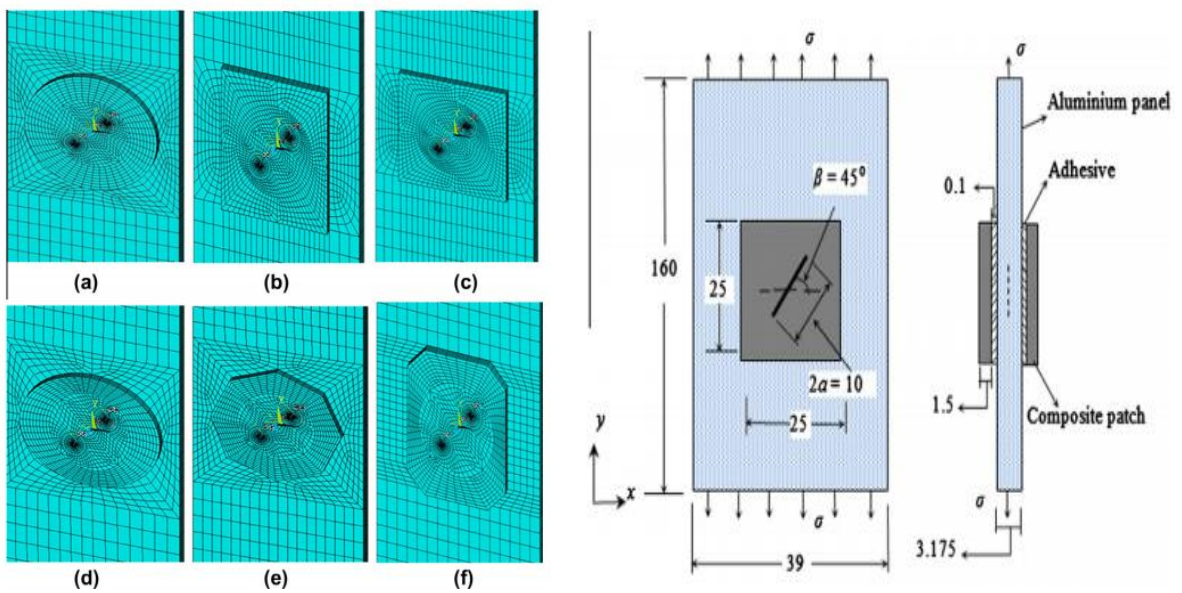
**Figure I.34:** Modèle de la géométrie proposé par Errouane et les résultats numériques [30].

Xiaoyan Liu [31] et al ont été étudiés des modèles numériques de stratifiés composites multicouches avec diverses orientations de fibres dans des conditions de réparation par collage de patch (figure I.35). Ils ont déterminé que la valeur du FIC diminue avec l'augmentation de l'angle d'orientation de la fibre. En comparaison, le stratifié avec une orientation des fibres [90/90/90] présente la valeur K la plus faible, ce qui montre que la conception du [90/90/90] est optimale pour les laminés de réparation collés. Le nombre de couches de fibres a également une incidence sur l'effet de réparation du stratifié, où l'ajout de couches de fibres à l'intérieur des stratifiés entraîne un effet de renforcement plus important pour la structure collée, et les couches de fibres trop nombreuses seront néfastes pour l'effet de réparation en raison de l'effet de cisaillement inter laminaire entre les couches adjacentes.



**Figure I.35:** Modèles 3D et conditions limites de la structure de réparation dans ABAQUS avec différentes épaisseurs de patch [31].

Ramji et al [32] ont étudié les effets de la géométrie du patch par analyse numérique en utilisant la méthode des éléments finis en 3D pour obtenir une forme de patch composite optimale appliquée sur une fissure inclinée réparée par patch double. Les formes de patch considérées sont le cercle, le rectangle, le carré, l'elliptique et octogone (figure I.36). La comparaison des performances de la réparation par collage est effectuée en analysant la réduction de l'FIC à la pointe de la fissure. Seul le modèle de patch double face est pris en compte dans ce travail. Il s'avère que la forme de patch octogonale et rectangulaire étendue est plus performante pour les problèmes en mode mixte.

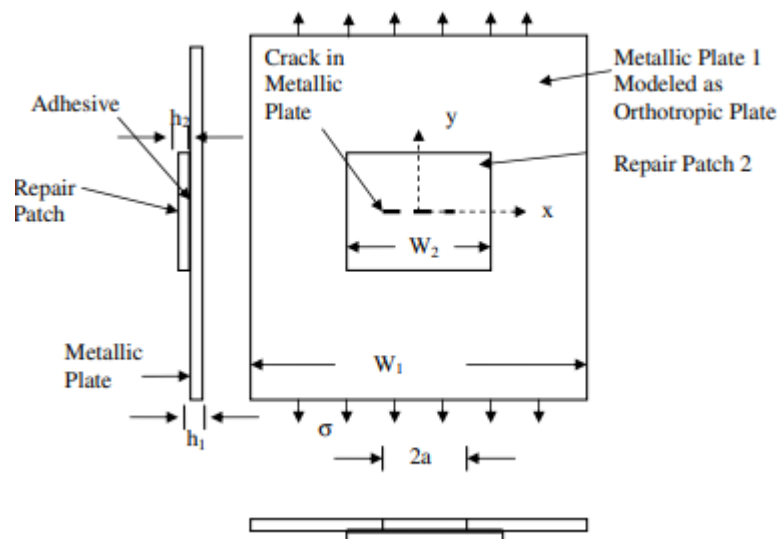


**Figure I.36:** Modèle par éléments finis d'un modèle de réparation composite comportant des patches de différentes formes (a) circulaires, (b) rectangulaires, (c) carrées, (d) elliptiques, (e) octogonales régulières, et (f) octogonales étendues. [32]

### I.2 2.3 Analyse numérique :

Plusieurs études numériques ont été effectuées afin d'analyser le comportement des structures réparées par patchs composites. Différentes simulations ont été menées afin de modéliser la structure réparée, en prenant en considération l'adhésif comme étant troisième matériau ou comme étant interface, d'autre part le composite a été considéré dans la plupart des cas comme étant un seul bloc cependant 'autre l'on considéré en multicouches avec différentes orientations des fibres. De nombreux travaux ont été menés sur ce sujet.

Madani et al 2008 [33] ont réalisé une analyse numérique du comportement à la rupture de patchs composites sur des réparations simples et double-face pour des panneaux d'aluminium présentant des fissures au centre (figure I.37) et étudier l'effet des épaisseurs d'adhésif et du patch sur le facteur d'intensité des contraintes et les déplacements d'ouverture des fissures. Ils ont constaté qu'en diminuant l'épaisseur de l'adhésif, les facteurs d'intensité des contraintes peuvent être diminués. Les patchs doubles sont généralement plus efficaces que les patchs simple face.



**Figure I.37:** Modèle de la géométrie présenté par Madani et al [33]

D'autre part, Madani et al [34] ont déterminé les performances des patchs composites pour réduire la concentration des contraintes et réparer les fissures au niveau des entailles. Il a été démontré que la réparation par composite est une méthode efficace et rentable pour prolonger la durée de vie des composants fissurés dans la structure. La réparation par patch peut empêcher ou retarder le redémarrage de la fissure ou la

propagation de la fissure. Les auteurs ont également montré que la réduction du facteur d'intensité de contrainte améliore de 30% la durée de vie des fissures de fatigue (figure I.38).

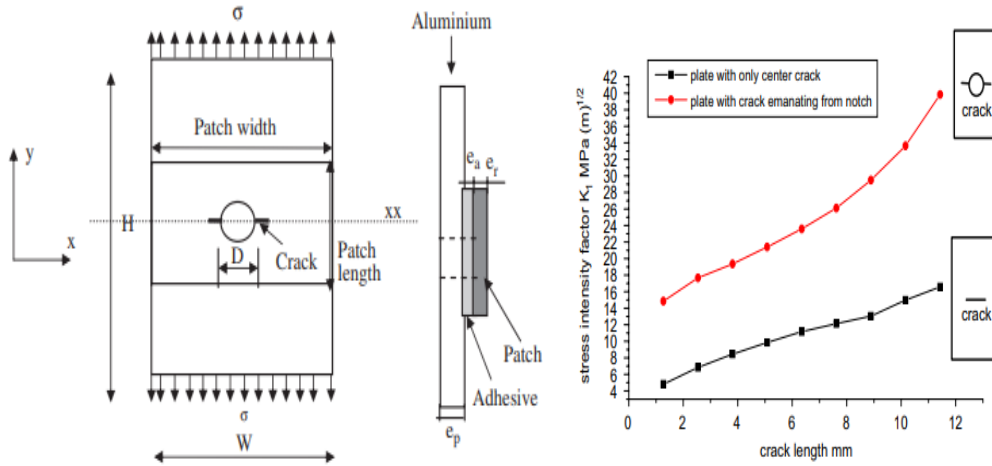


Figure I.38 : Modèle géométrique et résultats (Madani et al) [34]

Sabelkin et al [35] ont étudié le comportement en fatigue par des expériences et des analyses tridimensionnelles par éléments finis en mode I d'un panneau mince en aluminium 2024-T3 rigide réparé avec un patch composite collé sur une seule face (figure I.39). Ils ont considéré une fissure entre deux raidisseurs et la forme du front de la fissure n'a pas été étudiée dans leurs travaux. Ils ont également effectué les analyses de croissance des fissures pour les panneaux fissurés non réparés avec et sans raidisseurs.

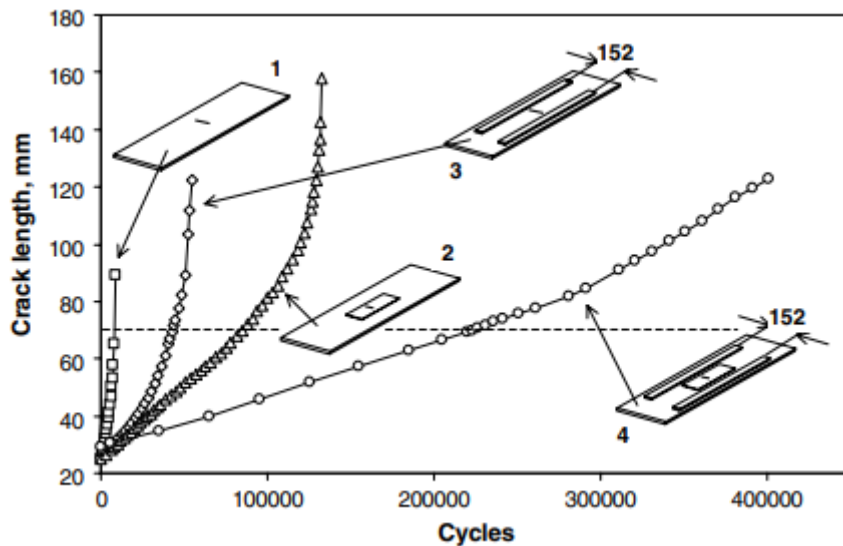
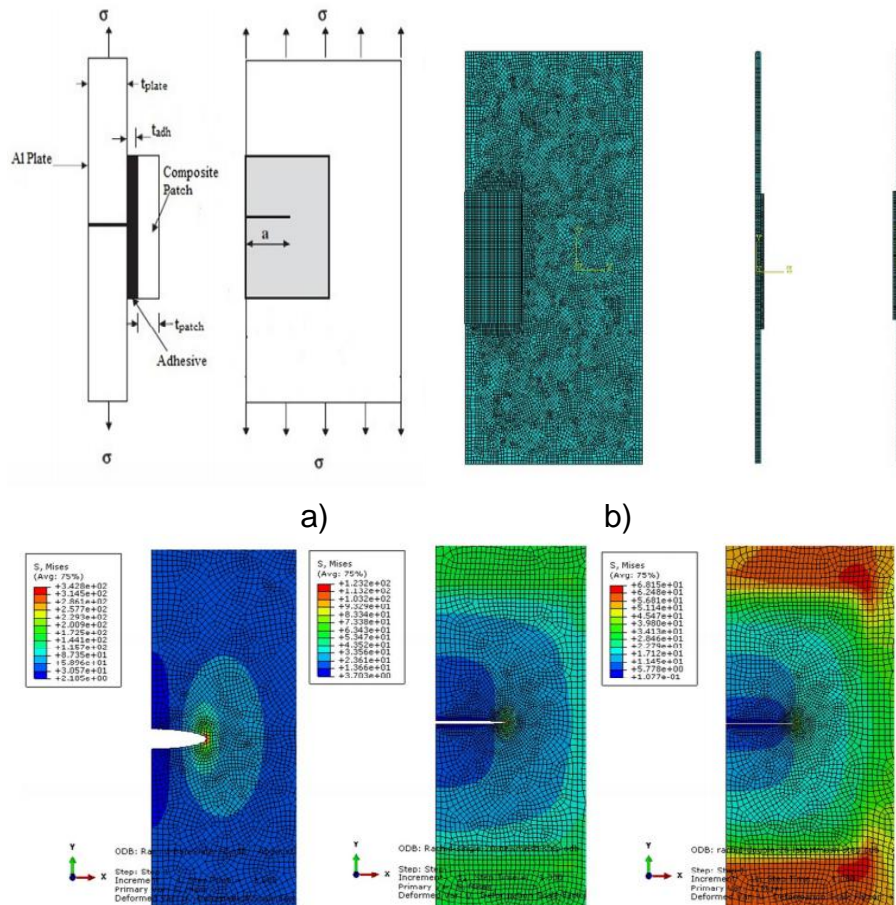


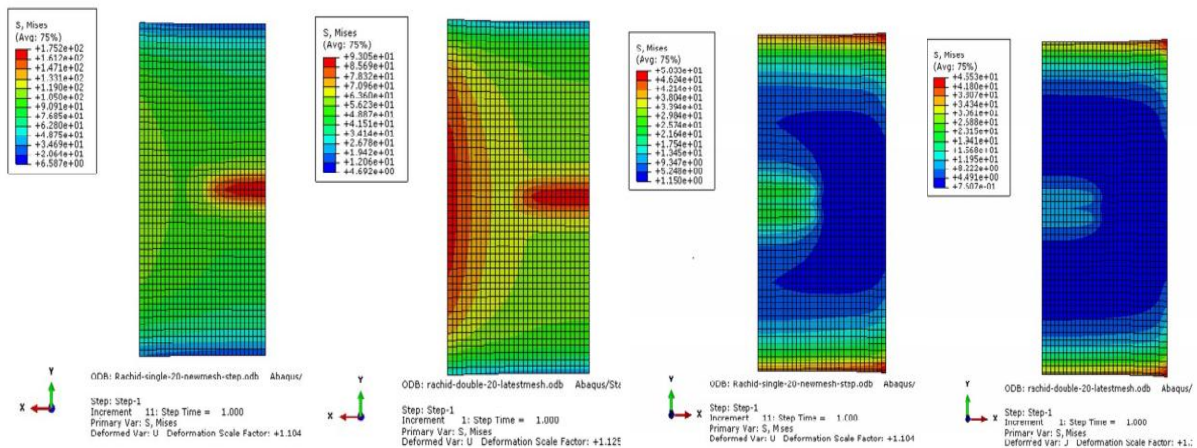
Figure I.39 : Relations entre la longueur des fissures et les cycles pour les panneaux réparés et non réparés [35].

Ils ont montré que La réparation par patch composite collé ainsi que le raidisseur diminuent le facteur d'intensité de la contrainte et le taux de croissance des fissures, et donc augmenter la durée de vie en fatigue de la structure fissurée. Par conséquent, l'espacement entre les raidisseurs pour les panneaux réparés et non réparés aura également un effet direct sur la diminution du facteur d'intensité de contrainte/taux de croissance des fissures ou l'augmentation de la durée de vie en fatigue. Et que la durée de vie en fatigue augmente lorsque l'espacement entre les raidisseurs des panneaux réparés et non réparés diminue. La réparation par patches composites collés augmente la durée de vie en fatigue d'environ cinq fois dans le cas de panneaux raidis, alors qu'elle augmente d'environ dix fois dans le cas de panneaux non raidis.

Alpesh Makwana et al [36] comparent les réparations simples et doubles avec des plaques de réparation par patch composite bore/époxy sur des structures fissurées en aluminium en utilisant l'analyse par éléments finis en trois dimensions. Leur conclusion est que les réparations symétriques doubles améliorent considérablement les performances de la réparation. D'autre part, le facteur de concentration de contrainte au dommage est fortement réduit ce qui améliore la durée de vie en fatigue de la structure (figure I.40).







c)

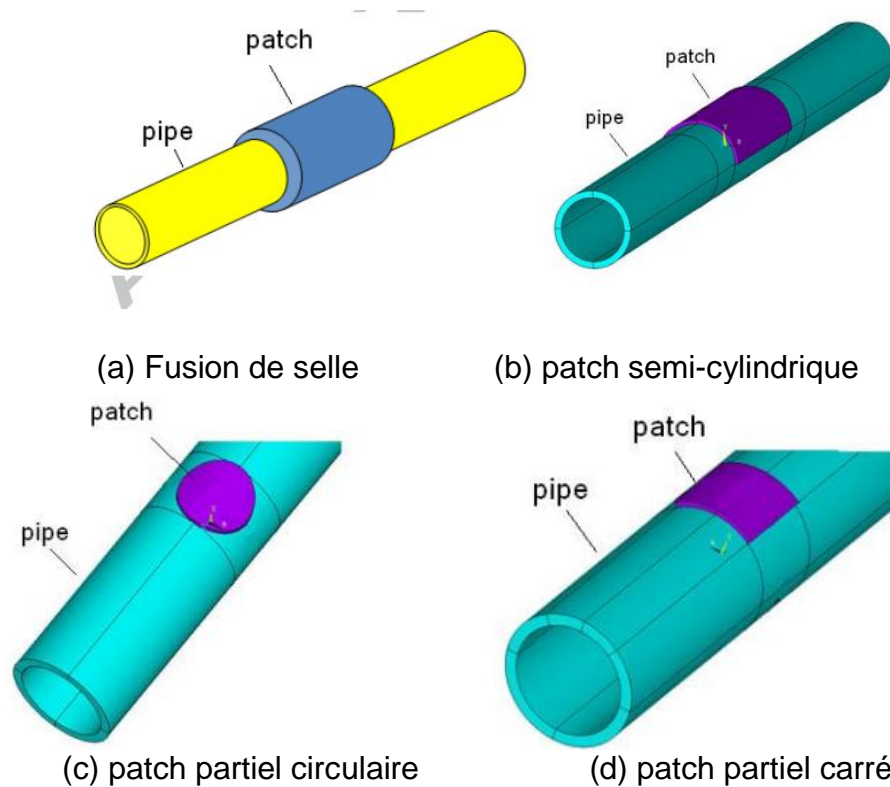
**Figure I.40** a) Modèle géométrique. b) Modèle de maille pour plaque avec patch asymétrique et symétrique. c) Résultats. [36]

L'application des patch de réparation s'est étendue pour être appliqué dans les structures tubulaire et plusieurs travaux se sont investis dans cet axe. Khademi-Zahedi et al [37] ont utilisé l'analyse par éléments finis pour calculer la répartition des contraintes dans un tuyau de gaz défectueux réparé par rapiéçage sous pression interne (figure I.41).

Quatre types d'arrangements de pièces ont été sélectionnés pour réparer la conduite endommagée. La forme du trou défectueux était considéré comme circulaire ou elliptique.

En ce qui concerne les défauts elliptiques, divers rapports de diamètre mineur à majeur,  $a/b$ , ont été sélectionnés pour simuler un défaut circulaire à un défaut en forme de fissure.

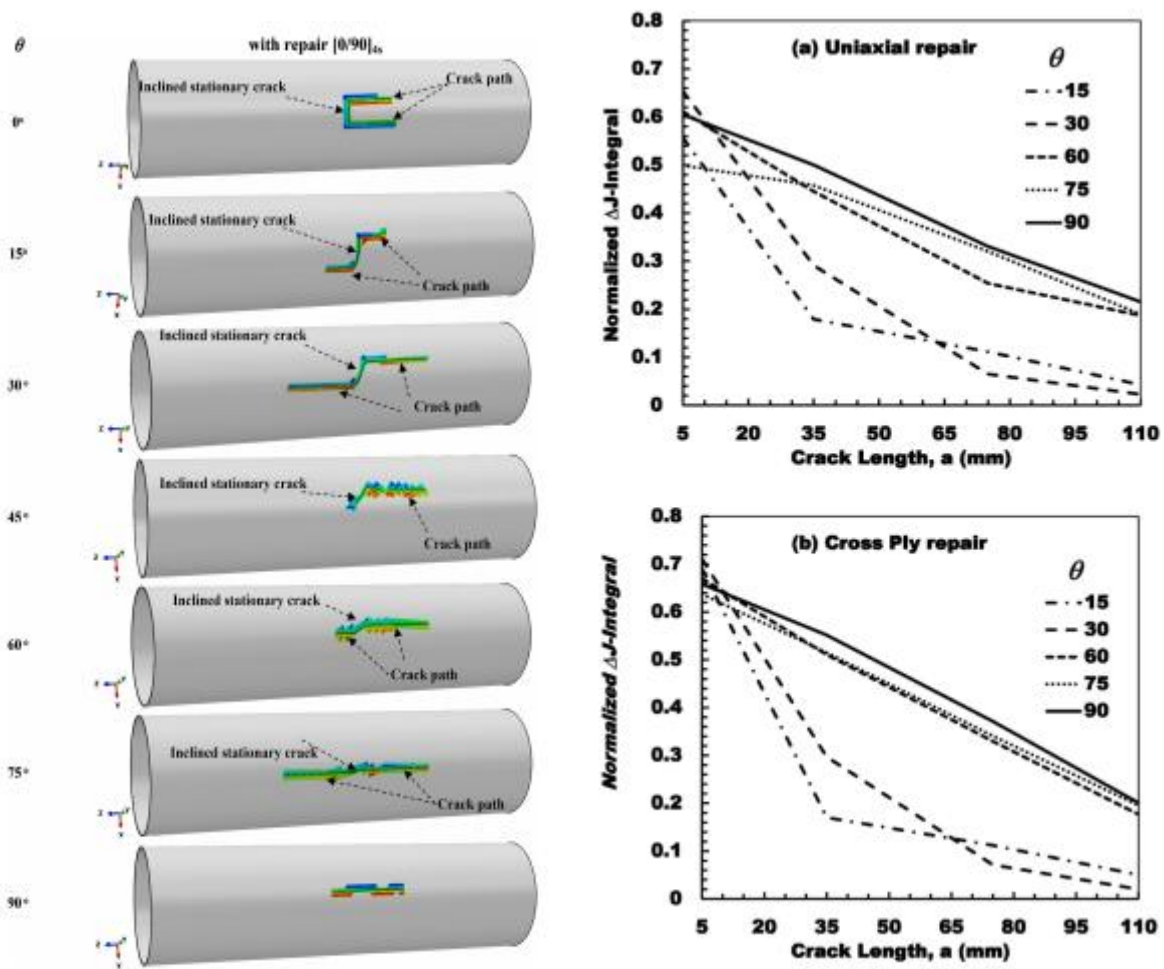
Sur la base des résultats, la contrainte de Von Mises maximale diminue dans les tuyaux réparés et que lorsque la forme du défaut s'approche d'une fissure, la contrainte de Von Mises maximale dans la conduite augmente considérablement et dépasse la contrainte admissible pour une durée de vie de 50 ans. Le niveau de contrainte dans le tuyau réparé (figure a-41) est nettement inférieur que dans les autres cas de réparation



**Figure I.41** : Différentes formes de patches utilisés pour réparer le tuyau endommagé dans les modèles d'éléments finis [37].

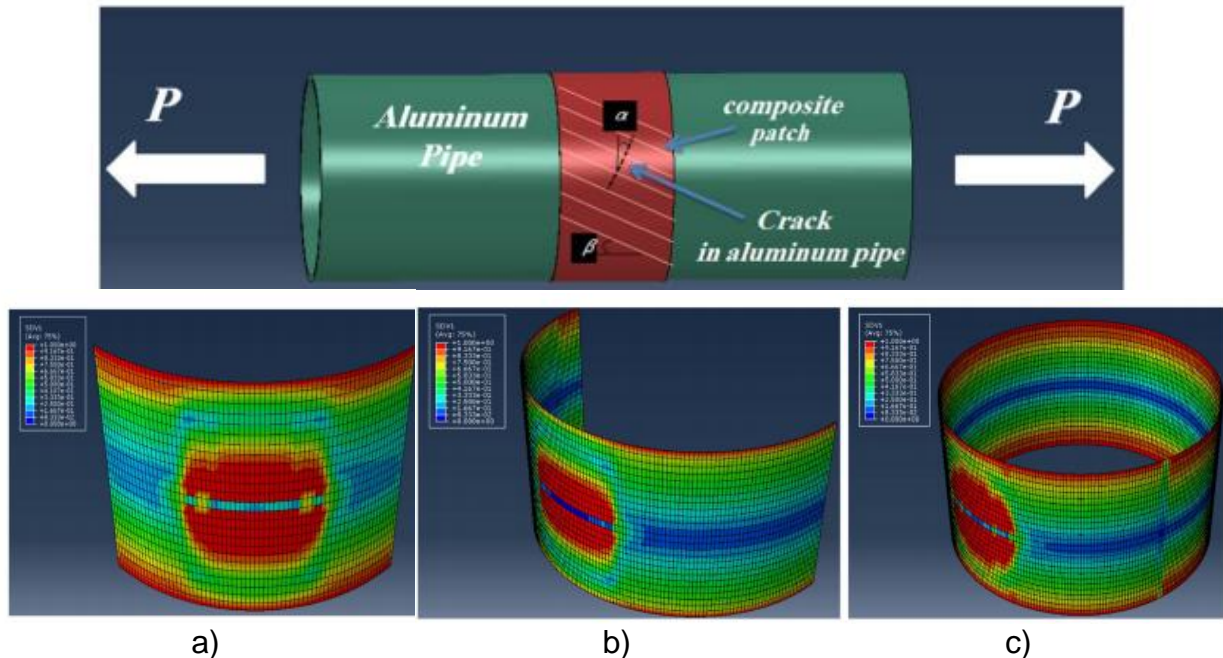
Amr A [38] a essayé de déterminer le chemin de la fissure qui part du point de la fissure stationnaire inclinée située à proximité du pipeline en utilisant la méthode des éléments finis étendue (figure I.42). En outre, l'étude se concentre sur la manière dont le patch composite collé peut réparer une pipe en acier fissuré sous une charge cyclique. De plus, l'influence des orientations des fibres du patch de réparation a été mise en évidence sur les valeurs de l'intégrale-J.

Les résultats ont montré que la trajectoire de la fissure inclinée a changé pour devenir le mode I pur. La trajectoire de la fissure n'est pas affectée par l'orientation de la fibre. Cependant, la pression d'amorçage des fissures est affectée par l'orientation des fibres. L'orientation des fibres  $[0]_{8s}$  a montré la meilleure orientation pour arrêter les fissures dans les pipes soumises à une pression interne. Les réductions des valeurs d'Intégrale-J, du déplacement de l'ouverture de la pointe de la fissure et de la zone ont été observées dans le cas de la réparation.



**Figure I.42 :** Chemin de fissure à partir d'une fissure stationnaire inclinée dans un tuyau en acier réparé basé sur XFEM et les résultats [38].

Zarrinzadeh et al [39] ont étudié le comportement d'un tuyau en aluminium fissuré réparé par un patch composite verre / époxy sous charge de tension de fatigue à travers des essais expérimentaux et la modélisation numérique (figure I.43). Trois formes différentes des patches composites ont été considérées pour étudier la procédure de décollement pendant le chargement de fatigue du tuyau fissuré. Une étude paramétrique a également été réalisée pour un tel tuyau réparé fissuré afin d'observer l'effet de l'orientation des fibres sur la croissance des fissures de fatigue.



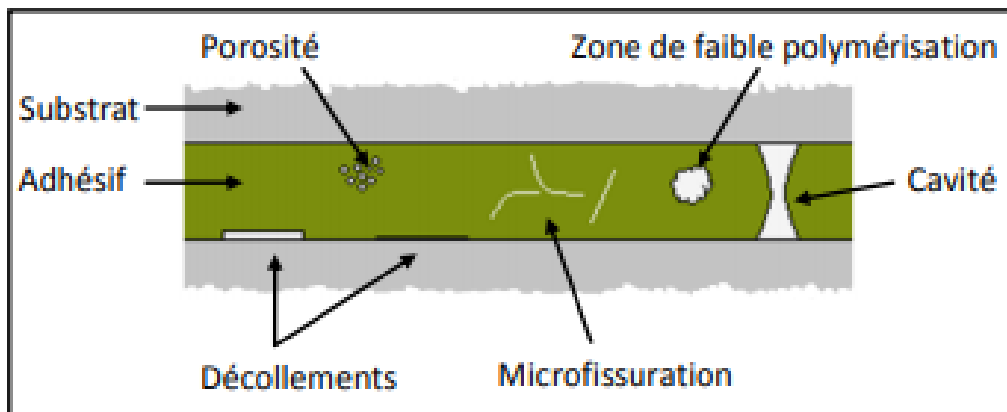
**Figure I.43 :** Paramètre d'endommagement pour le décollement de la couche adhésive de différentes formes de patch composite sur un tuyau fissuré a) Tuyau enveloppé à 90 ° b) Tuyau enroulé à 180 ° c) Tuyau enveloppé à 360 °.[39]

### I.2 2.3 Présence de défauts de collage :

Les joints adhésifs sont susceptibles de présenter des défauts et de se séparer, en particulier les joints ayant une grande surface de recouvrement.

Parmi les défauts qu'on peut rencontrer dans les assemblages collés :

- La porosité due aux bulles d'air ou de gaz emprisonnés lors de la polymérisation et la mise en œuvre,
- Les cavités dues à des applications médiocres de l'adhésif ou aux dégagements gazeux durant la polymérisation,
- le phénomène de fatigue, le fluage et les contraintes résiduelles provoquant des microfissures,
- Les imperfections de mise en œuvre comme la mauvaise consistance ou préparation de l'adhésif ou un temps de polymérisation non contrôlé résultant des zones de faibles polymérisations
- Et enfin, un mauvais traitement de surface du substrat ou la présence de contraintes lors du collage pouvant aussi créer des zones de décollement. (Figure I.44) [40].

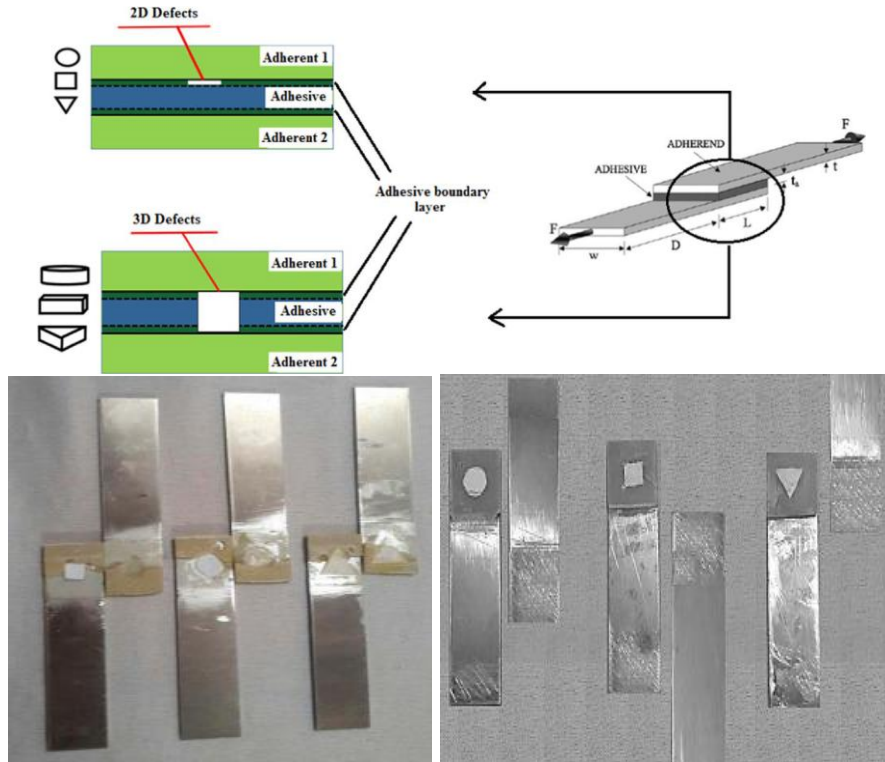


**Figure I.44:** Défauts typiques présents dans un joint de colle [40].

L'objectif de travail de F. Heidarpour [41] est l'étude expérimentale des influences de la taille et de la forme des défauts en 2D et 3D sur la résistance au cisaillement ultime des joints adhésifs à simple recouvrement (figure I.45). Des défauts carrés, triangulaires et circulaires de tailles différentes sont artificiellement intégrés dans la couche d'adhésif Araldite 2015 des joints Aluminium 2024-T3. Les échantillons artificiellement défectueux sont examinés dans le cadre des essais de traction axiale conformément à la norme ASTM D1002-01.

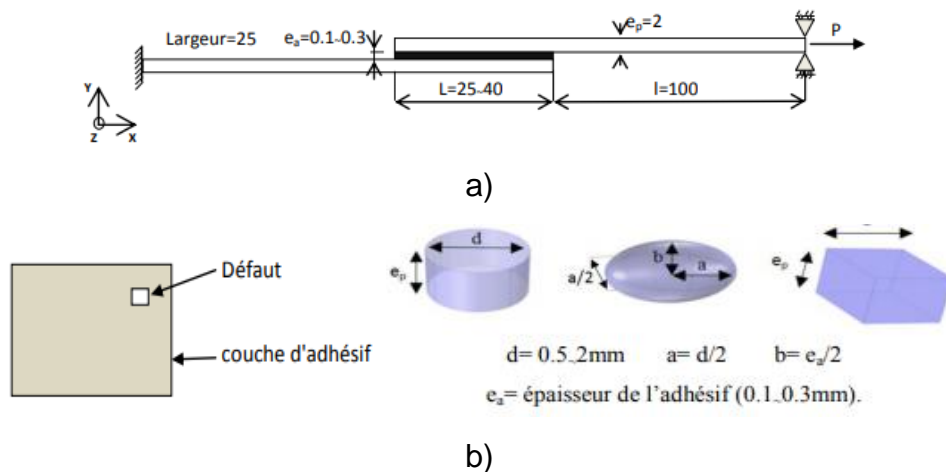
Dans le cas des joints à simple recouvrement présentant des défauts 3D, il a été observé une diminution approximativement linéaire de la résistance du joint à mesure que la zone du défaut augmente. Cependant, lorsque des défauts 2D sont appliqués dans un joint adhésif, une diminution non linéaire de la résistance du joint. En fait, la résistance du joint diminue progressivement lorsque la zone du défaut/la zone de recouvrement est inférieure à 30 %. Le taux de diminution de la résistance du joint pour les défauts plus importants est plus important, ce qui indique que les bords de la zone de recouvrement deviennent plus importants lorsque les contraintes locales dépassent les valeurs limites dans cette zone.

L'étude sur la forme du défaut montre que les défauts les moins importants sont ceux qui ont une forme de recouvrement. La diminution de la résistance des joints à simple recouvrement se produit avec des défauts circulaires. La plus grande disparité dans la réduction de la résistance par rapport aux autres défauts 2D et 3D est d'environ 11% et 8%, respectivement. Sur la base des résultats expérimentaux, des fonctions sont proposées pour estimer la résistance ultime dans les échantillons défectueux en ce qui concerne pour obtenir des échantillons exempts de défauts.



**Figure I.45:** Représentation schématique des défauts bidimensionnels et tridimensionnels du joint adhésif [41].

D'autre part, El Hannani et al [42,43] ont analysé l'effet de la position, du nombre et de la forme du défaut de collage sur la répartition des contraintes de cisaillement dans la couche adhésive utilisée pour assembler deux plaques d'aluminium 2024-T3 (figure I.46). L'analyse numérique a permis de déduire que la présence du défaut de collage a un effet négatif sur la valeur des contraintes de cisaillement dans la couche adhésive et donc sur la durabilité de l'assemblage. Quelle que soit la taille du défaut, les contraintes maximales sont toujours localisées au bord de l'adhésif.



**Figure I.46:** a) Assemblage collé à simple joint de recouvrement, b) Présence de défaut dans la couche d'adhésif (dimensions en mm) [42].

La forme du défaut joue un rôle important sur la valeur de la contrainte de cisaillement et donc la pérennité de l'ensemble : la forme circulaire du défaut provoque des contraintes plus élevées dans la couche d'adhésif ; cette valeur est beaucoup plus élevée pour La taille importante des défauts.

Si la combinaison des trois paramètres (taille, position au niveau du bord, le nombre et la forme circulaire de défaut) existe dans la couche adhésif, la valeur de la contrainte sera de plus en plus élevée même pour une charge appliquée moins importante. Si le défaut est localisé dans le cœur de l'adhésive, la valeur de la contrainte de cisaillement varie légèrement, étant donné que le cœur de l'adhésif reste inactif dans la plupart des cas, et pour un nombre de défauts dans la couche adhésive (figurel.47).



**Figure I.47 :** Représentation graphique de quelques nombres et positions des défauts dans la couche d'adhésif [43].

D'autres travaux Wei Feng et al [44] ont été menés à utiliser un matériau alternatif qui présente de meilleures performances que le matériau original lors de l'utilisation de la mise sous vide pour le patch. Quatre groupes de composites de réparation avec différentes épaisseurs de stratifiés ont été fabriqués et testés (figurel.48). Les résultats expérimentaux indiquent que les forces de défaillance des différents groupes sont

similaires et que le mode de défaillance dominant est la défaillance cohésive de l'adhésif, accompagnée de fissures partielles de 45° et 90° de la matrice du patch en composite.

En outre, un modèle d'éléments finis a été établi pour prédire la résistance à la rupture et expliquer le mécanisme d'endommagement. Les résultats numériques montrent un bon accord avec les résultats des tests et indiquent que les fissures de la matrice des composites commencent avant la défaillance de l'adhésif. Sur la base du modèle validé, les effets de la pièce de chevauchement et les défauts sur la résistance ultime ont été discutés (figure I.49-50).

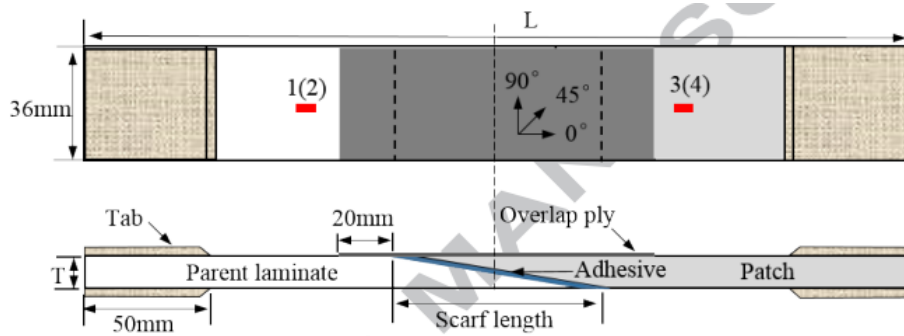


Figure I.48: Modèle géométrique [44]

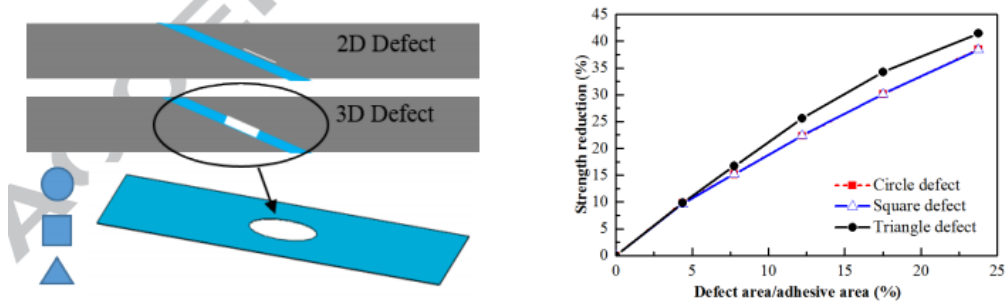


Figure I.49 : Représentation schématique des défauts de l'adhésif

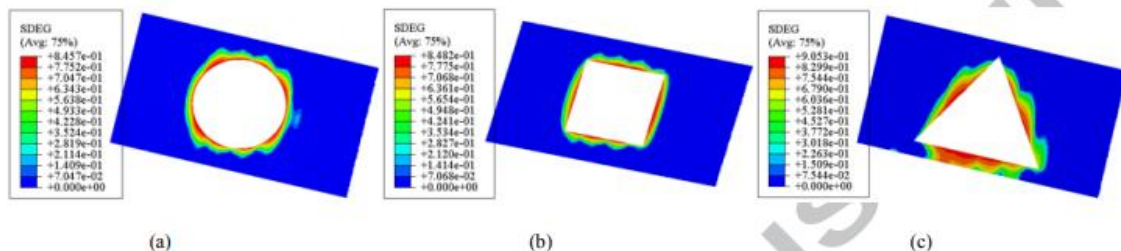


Figure I.50 : Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) défaut de cercle, (b) défaut carré, (c) défaut de triangle.



### I.3 Conclusion :

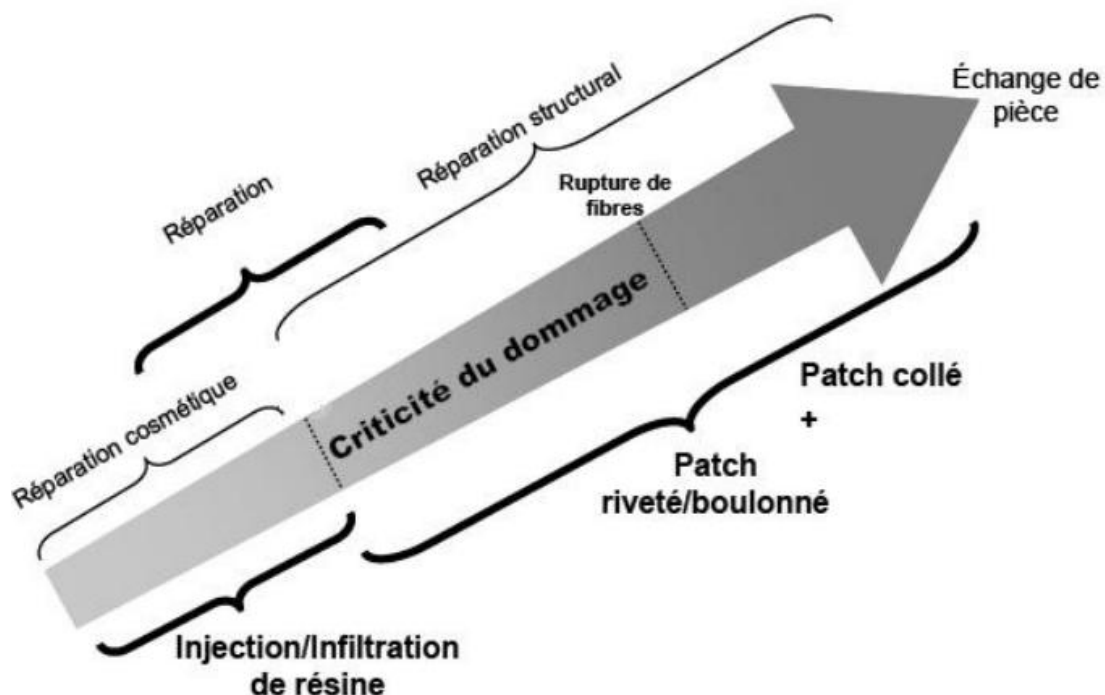
Les principaux résultats des travaux menés sur les réparations par patches composites ont été rappelés très brièvement. Ces travaux permettent d'appréhender les mécanismes qui entrent en jeu lorsqu'une structure est réparée par un patch composite. Ils ont servi de point de départ pour développer des modèles et des méthodes existantes qu'ils soient théoriques, numériques ou expérimentaux.

Ces techniques se sont peu à peu affinées, et aujourd'hui la solution la plus courante est le patch avec des techniques de mise en œuvre très précises et coûteuses. Cependant, c'est la réparation qui nous semble la plus prometteuse pour résoudre rapidement et à moindre coût les différents dommages que peut subir la structure.

En effet, l'idée est de réparer uniquement ce qui est endommagé, la plupart des études ont montré qu'il est possible de restituer une partie des propriétés mécaniques de la structure endommagée.

Aussi faut noter que l'utilisation d'une des techniques de réparations proposées dépend fortement de la nature du matériau à réparer et de la taille de la zone endommagées.

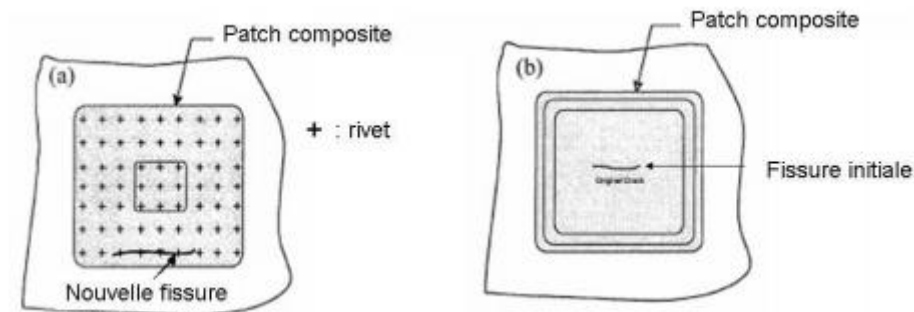
La figure I.51 ordonne ces différentes réparations en fonction de la criticité des dommages et la présence ou non de rupture de fibres.



**Figure I.51** : Organisation de la réparation d'un composite en fonction du degré d'endommagement.[45]

La méthode de réparation par collage de patch composite a de nombreux avantages comparées à l'ancienne méthode consistant à riveter une plaque métallique sur la zone de défaut, générant de micro fissures liées au fait de perce des trous. .

La question de l'utilisation de patches rivetés ou collés est ici examinée. La Figure 1.52 présente les deux types de patches, l'un étant riveté, l'autre collé.



**Figure I.52 :** Exemples de patches riveté et collé d'après [1].

Le patch collé présente de nombreux avantages par rapport aux patches rivetés [1] :

- Les patches collés n'entraînent pas de concentrations de contrainte, contrairement aux patches rivetés.
- Il est plus facile de contrôler les propagations de fissures avec un patch collé qu'avec un patch riveté.
- Il existe moins de risque de corrosion avec des patches collés.
- La propagation des fissures est plus importante près des bords avec des patches rivetés.
- Le renforcement crée est plus efficace avec un patch collé. Au vu de ces résultats, l'utilisation de patches collés a été préférée à l'utilisation de patches rivetés.

## I.4 Reference:

- [1] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of Australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [2] Paroissien E., Contribution aux assemblages hybrides (boulonnes/colles)-Application aux jonctions aéronautiques. Thèse de doctorat, Université Toulouse III, 2006.
- [3] H. Jiang, et al Fatigue and failure mechanism in Carbon Fiber Reinforced Plastics/Aluminum alloy single lap joint produced by electromagnetic riveting technique . *Thin-Walled Structures* 144 (2019) 106325
- [4] Xianlian Zhang et al. Self-piercing riveting of aluminium–lithium alloy sheet materials *Journal of Materials Processing Tech.* 268 (2019) 192–200
- [5] Amandine Gay et al. Fatigue of aluminum/glass fiber reinforced polymer composite assembly joined by self-piercing riveting/ *Procedia Engineering* 133 ( 2015 ) 501 – 507
- [6] Simone Pio Negria , Vito Basilea, □ , Marcello Valoria , Benedetto Gambinob, Irene Fassic , Lorenzo Molinari Tosattic .A modular mobile robotic architecture for defects detection and repair in narrow tunnels of CFRP aeronautic components .*Robotics and Computer Integrated Manufacturing* 55 (2019) 109-128.
- [7] Cheng P.C. Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patchs externes. Thèse de doctorat, Université de Bourgogne, 2010.
- [8] Ahn, S., et George S. Springer. 1998. « Repair of composite laminates-I: test results ». *Journal of Composite Materials*, vol. 32, no 11, p. 1036-1074.
- [9] Sohail M. A. Khana,\* , MahirEssahe Effect of Patch Thickness on the Repair Performance of Bonded Composite Repair in Cracked Aluminum Plate Materials Today: *Proceedings* 4 (2017) 9020–9028.
- [10] Xiong, Y., and Raizenne, D. Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints. Tech. rep., Institute for aerospace research, Canada. [II.50] Kumar, A., and Hakeem, S. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures* 49 (2000), 285–292
- [11] Madani, K., Touzain, S., Feaugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. *Computational Materials Science*, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016/j.commatsci.2009.12.005
- [12] Benkheira, A., Belhouari, M., & Benbarek, S. (2018). Comparison of Double- and Single-Bonded Repairs to Symmetrical Composite Structures. *Journal of Failure Analysis and Prevention*. doi:10.1007/s11668-018-0557-7
- [13] Grabovac I., Whittaker D., Application of bonded composites in the repair of ships structures – A 15-years service experience. *Composite part A: Applied Science and Manufacturing*, 40, 2009, pg.1381-1398.
- [14] Breitzman T., larve E., Cook B., Shoeppner G., Lipton R. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. *Composites part A: Applied Science and manufacturing*. 40, 2009, pg. 1921-1930.
- [15] Ridha M., Tan V., Tay T. Traction-separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel. *Composite structures*, 93, 2011, pg. 1239-1245.
- [16] Rezgani L. (2016), Influence of water ingress onto the crack propagation rate in an A2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch. *Aerospace Science and Technology*.
- [17] Hossein Hosseini-Toudeshky, Mojtaba Sadighi, Ali Vojdani. Effects of curing thermal residual stresses on fatigue crack propagation of aluminum plates repaired by FML patches. *Composite Structures* 100 (2013) 154–162.

- [18] Djamel Basaid, Abdelbaki Benmounah, Chouaib Aribi, Abdelghani May, Experimental study of repair of aircraft structures by adhesive patches based on epoxy and fiberglass JOURNAL OF MATERIALS AND ENGINEERING STRUCTURES 6 (2019) 409–426.
- [19] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi Mixed-mode numerical and experimental fatigue crack growth analyses of thick aluminium panels repaired with composite patches. Composite Structures 91 (2009) 1–8.
- [20] Abdullah Maleki, Milad Saeedifar, Mehdi Ahmadi Najafabadi, Dimitrios Zarouchas The Fatigue Failure Study of Repaired Aluminum Plates by Composite Patches using Acoustic Emission, Engineering Fracture Mechanics (2017), doi: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.12.034>.
- [21] S.M.R. Khalili et al. An experimental study on the Charpy impact response of cracked aluminum plates repaired with GFRP or CFRP composite patches. Composite Structures 89 (2009) 270–274
- [22] H. Hosseini-Toudeshky et al. Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminium panels with glass/epoxy composite patches / Composite Structures 71 (2005) 401–406
- [23] S.S. Pradhan et al Experimental study on mechanical performance of cracked aluminium alloy repaired with composite patch. Materials Today: Proceedings Volume 26, Part 2, 2020, Pages 2676-2680
- [24] Pengcheng. Cheng et al. Experimental observation of tensile behavior of patch repaired composites / Polymer Testing 34 (2014) 146–154
- [25] S.M. Fekih, A. Albedah , F. Benyahia, M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra , A. Miloudi. Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures Materials and Design 41 (2012) 171–176.
- [26] Brighenti .B. Patch repair design optimisation for fracture and fatigue improvements of cracked plates. International Journal of Solids and Structures 44 (2007) 1115–1131
- [27] Errouane I, sereir z, chateaneuf a, bennegadi l.m. Modèle numérique pour la simulation de la propagation des fissures de fatigue en mode I des plaques en aluminium réparées par patch en matériaux composites. Revue science des matériaux, Laboratoire LARHYSS N°03, Mars 2015 pp.32-40.
- [28] Xiao-Jing Gong, Pengcheng Cheng, Shahram Aivazzadeh, Xinran Xiao. Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures Composite Structures 123 (2015) 292–300
- [29] Abdul Aabid, Meftah Hrairi, Jaffar Syed Mohamed Ali Optimization of composite patch repair for center-cracked rectangular plate using design of experiments method Materials Today. Volume 27, Part 2, 2020, Pages 1713-1719
- [30] H. Errouane, Z. Sereir , A. Chateaneuf. Numerical model for optimal design of composite patch repair of cracked aluminum plates under tension / International Journal of Adhesion & Adhesives 49 (2014) 64–72 H.
- [31] Xiaoyan Liu, Yannan He, Dacheng Qiu, Zhiqiang Yu. Numerical optimizing and experimental evaluation of stepwise rapid high-pressure microwave curing carbon fiber/epoxy composite repair patch Composite Structures (2019), doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111529>
- [32] Ramji, M., Srilakshmi, R. and Bhanu Prakash, M. (2013), "Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM", Compos.: Part B, 45(1), 710–720. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2012.07.049>
- [33] Madani, K., et al.: Numerical analysis for the determination of the stress intensity factors and crack opening displacements in plates repaired with single and double composite patches. Comput. Mater. Sci. 42(3), 385–393 (2008).

- [34] Madani K, Touzain S, Feaugas X, Benguediab M, Ratwani M. Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/ epoxy composite patch. *Int J Adhes Adhes* 2009;29:225–33.
- [35] V. Sabelkin, S. Mall, J.B. Avram . Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch *Engineering Fracture Mechanics* 73 (2006) 1553–1567
- [36] Alpesh Makwana, A. A. Shaikh, A. K. Bakare, Chitturi Saikrishna. 3D Numerical Investigation of Aluminum 2024-T3 Plate Repaired with Asymmetric and Symmetric Composite Patch *Materials Today: Proceedings* 5 (2018) 23638–23647
- [37] Khademi-Zahedi R., Shishesaz M. Application of a finite element method to stress distribution in buried patch repaired polyethylene gas pipes *Underground Space* (2018), doi: [https://doi.org/ 10.1016/j.undsp.2018.05.001](https://doi.org/10.1016/j.undsp.2018.05.001)
- [38] Amr A. Abd-Elhadya , Hossam El-Din M. Sallamb , Ibrahim M. Alarific, □ , Rizwan A. Malikd , Tarek M.A.A. EL-Bagorya,c Investigation of fatigue crack propagation in steel pipeline repaired by glass fiber reinforced polymer *Composite Structures* Volume 24215 June 2020 Article 112189
- [39] H. Zarrinzadeh, M.Z. Kabir , A. Deylami Crack growth and debonding analysis of an aluminum pipe repaired by composite patch under fatigue loading *Thin-Walled Structures* Volume 112 March 2017 Pages 140-148
- [40]. Thèse, Marie Pierre FOULC, durabilité des assemblages par colles : état de l'art. (2008).
- [41] Heidarpour .F Experimental investigation of the effects of adhesive defects on the single lap joint strength *International Journal of Adhesion and Adhesives*.
- [42] Elhannani. M., (2016) Numerical analysis of the effect of the presence, number and shape of bonding defect on the shear stresses distribution in an adhesive layer for the single-lap bonded joint; Part1 *Aerospace Science and Technology*.
- [43] Elhannani.M. (2016) Influence of the presence of defects on the adhesive layer for the single-lap bonded joint—Part II: Probabilistic assessment of the critical state. *Aerospace Science and Technology*.
- [44] Wei Feng, Fei Xu, Jialei Yuan, Yuyan Zang, Xiaoyu Zhang Focusing on in-service repair to composite laminates of different thicknesses via scarf-repaired method *Composite Structures* (2018), doi: [https://doi.org/ 10.1016/j.compstruct.2018.09.096](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.09.096)
- [45] Fekih S M. (2007), Optimization of geometric parameters and mechanical characteristics of patches in composites for the repair of cracked structures. University of SBA-UDL.

## **II.1 Introduction :**

L'utilisation du procédé de collage dans la réparation des dommages dans les structures aéronautiques connaît un développement rapide surtout dans le secteur aéronautique. Cette technique a montré ses avantages par rapport aux procédés classiques de rivetage soudage ou boulonnage. L'une des solutions les plus pratiques pour réparer les structures endommagées consiste à recouvrir la partie endommagée en collant un patch composite à la surface de la zone endommagée de la structure. On peut également noter que le collage des patches externes a été largement utilisé dans la réparation des structures métalliques afin d'arrêter la propagation d'un défaut. De nombreuses études ont été repensées pour ce type de réparation [1,2]. Malheureusement, la réparation des structures par collage de patches externes est beaucoup moins concernée car elle est limitée en raison de sa dégradation sous les conditions environnementales [2, 3].

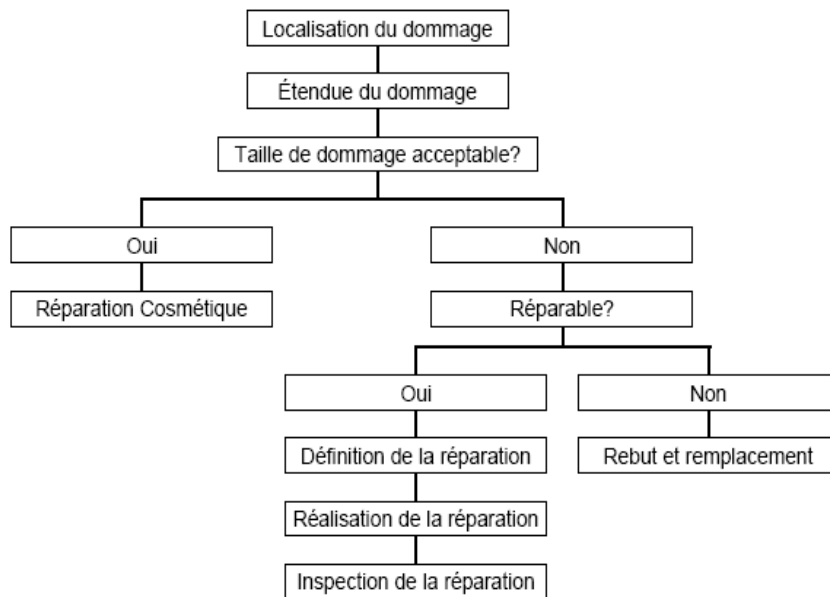
Le patch de matériau composite collé sur la face extérieure a été reconnu comme une méthode efficace pour réparer les fissures, et par conséquent prolonger la durée de vie des structures fissurées. Des recherches considérables ont été effectuées ces dernières années pour développer la technologie de collage des patches composites dans les structures aéronautiques. Plusieurs auteurs ont cherché à optimiser le composite et l'adhésif par la recherche de propriétés mécaniques adaptées à l'absorption des contraintes au niveau de la zone endommagée.

Des études expérimentales, numériques et même analytiques, ont été menées pour étudier le comportement des structures endommagées et réparées par patch en composite. Ils ont montré que le champ de contrainte du fond de fissure, la résistance à la fatigue et le facteur d'intensité de contrainte dépendent de plusieurs paramètres, à savoir les propriétés mécaniques des substrats, le nombre et l'épaisseur des couches de patch, la fraction volumique et l'orientation des fibres, ainsi que la module de cisaillement de l'adhésif, son épaisseur et sa température d'élaboration et de service. D'autres auteurs ont cherché à optimiser la forme géométrique du patch afin de transférer de plus en plus des contraintes au niveau de la tête de fissure ou de la zone endommagée [4].

L'analyse numérique est un outil important pour déterminer la distribution des contraintes dans différents substrats. Plusieurs auteurs ont proposé de nombreuses méthodes pour modéliser la structure réparée en tenant compte des paramètres mécaniques de l'adhésif et du composite [5,6]. L'analyse des contraintes dans la couche adhésive est importante car cette dernière est le maillon le plus faible de la structure ou ses

propriétés mécaniques sont les plus faibles et donc des dommages rapides à cette dernière. Cependant, peu de recherches ont été consacrées à l'étude de la présence de défauts de collage. [7,9] .Les vides dans la couche adhésive sont produits pendant le traitement par l'air enfermé ou par les produits gazeux de l'adhésif ou des adhérents. Le gaz forme typiquement une bulle dans l'adhésif liquide et lorsque l'adhésif se réticule et se solidifie, la bulle reste vide. En revanche, lors de la réalisation d'un assemblage collé, de nombreux types de défauts sont susceptibles de se créer. La nature des défauts pouvant se rencontrer dans les assemblages collés varie selon les phénomènes ayant provoqué ces défauts. Les concentrations de porosités peuvent entraîner la formation de trous ou de cavités. Lorsqu'elles sont situées à proximité immédiate de l'interface, les cavités créent des lieux d'interfaces non liées ou des discontinuités géométriques. Ceux-ci peuvent évoluer et donner naissance à des sites préférentiels d'amorçage de fissuration ou de délaminage conduisant à la rupture de la jonction. Peu de recherches ont été effectuées dans ce domaine.

L'industrie aéronautique est particulièrement sensible aux problèmes de sécurité. Des procédures ont été mises en place afin de répondre à ces exigences. La Figure III.1 présente les différentes étapes clés de la réparation.



**Figure II .1 : Processus de réparation [10]**

L'objectif de ce chapitre est d'analyser par la méthode des éléments finis le comportement en rupture d'une plaque Aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par un composite. L'influence de l'orientation des fibres, la charge appliquée ainsi que la position,

la taille, et la forme du défaut ont été mis en évidence sur le transfert de charge de la plaque endommagée vers le patch composite. Les résultats de l'analyse numérique montrent clairement l'utilisation d'un patch composite réduit considérablement l'intégrale-J et les différentes contraintes dans le patch et l'adhésif et que sa valeur dépend fortement de la présence du défaut dans la couche d'adhésif.

## **II.2 Présentation des matériaux utilisés :**

### **II.2.1 Alliage d'Aluminium 2024-T3:**

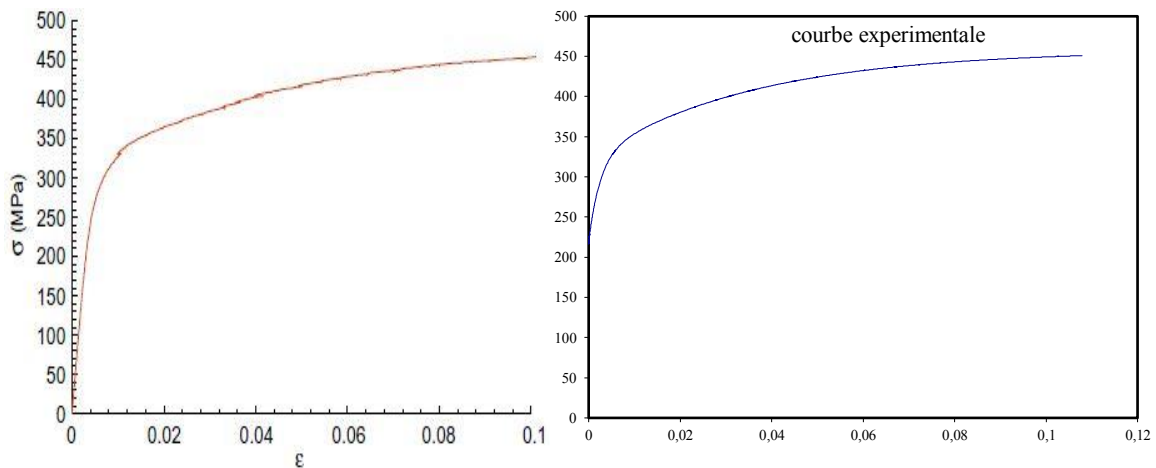
L'Aluminium est un élément chimique, de symbole Al et de numéro atomique 13. C'est un métal malléable, de couleur argent, qui est remarquable pour sa résistance à l'oxydation et sa faible densité. Il représente en moyenne 8 % de la masse des matériaux de la surface solide de notre planète. L'Aluminium se trouve sous forme combinée dans plus de 270 minéraux différents, son minerai principal étant la bauxite, où il est présent sous forme d'oxyde hydraté dont on extrait l'alumine.

L'Aluminium métallique est très oxydable, mais est immédiatement passivé par une fine couche d'alumine  $Al_2O_3$  imperméable de quelques micromètres d'épaisseur qui protège la masse métallique de la corrosion. Cette résistance à la corrosion et sa remarquable légèreté en ont fait un matériau très utilisé industriellement. L'Aluminium est un produit industriel important, sous forme pure ou alliée, notamment dans l'aéronautique, les transports et la construction.

#### **- Propriétés mécaniques :**

Les propriétés mécaniques d'Aluminium sont généralement déterminées à partir des essais mécaniques essentiellement l'essai de traction. Le test de traction réalisé sur les plaques d'Aluminium permet d'avoir la courbe représentée dans la figure (II-24). Pour introduire cette loi de comportement, le logiciel ABAQUS exige l'introduction en plus du module d'Young et coefficient de poisson, tous les points de la courbe dans la partie plastique (contrainte et déformations associées dans cette zone plastique).





**Figure II.2 : a) Courbe contrainte/déformation Plaque Aluminium 2024-T3 (courbe expérimentale) b) partie plastique de la courbe d'aluminium [11].**

D'après la courbe de traction, on peut déterminer quelques propriétés mécaniques qui seront d'une grande utilité pour l'analyse numérique et qui sont regroupés dans le tableau II.1.

Module de Young (E)	68000 MPa
Contrainte à la rupture $R_m$	452 MPa
Limite d'élasticité $R_{0.2}$	230MPa
Coefficient de poisson ( $\nu$ )	0.3
Module de cisaillement (G)	26000 MPa
Allongement (A%)	2.4

**Tableau II.1 : Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-T3 [11].**

## II.2.2 L'adhésif structural ADEKIT A140 :

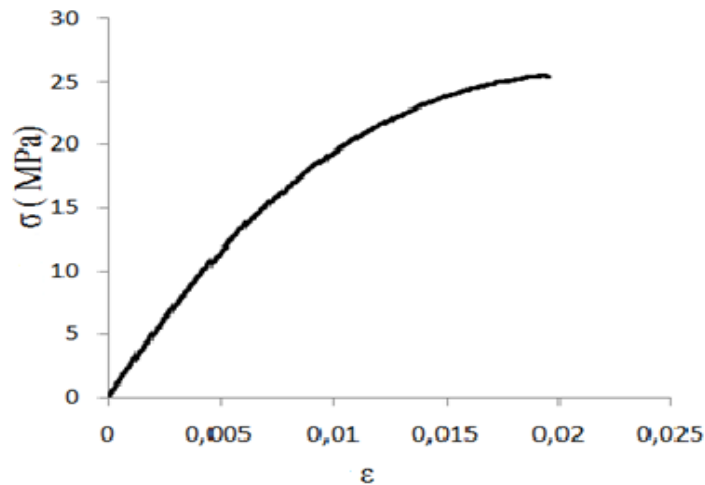
L'adhésif utilisé est la colle époxydique bi-composant structural ADEKIT A140 de la société AXSON à base de résine Epoxyde modifiée, il est commercialisé en France par les sociétés AXSON et HEXCEL composite. Cet adhésif se présente sous la forme d'un liquide trop visqueux conditionné en cartouche 50ml et 400ml et nécessite l'emploi d'un pistolet manuel ou pneumatique pour son application. D'après les données du fournisseur, l'adhésif ADEKIT A140 présente de bonnes performances mécaniques jusqu'à des températures de 180°C et peut supporter de courtes expositions à 215°C.

Le mélange de la résine époxy deux composants s'effectue peu avant l'assemblage : la période entre la préparation de la colle et son application ne dépasse pas les 30 minutes.

• **Caractéristiques de l'adhésif :**

- Adhésif époxy bi-composant haute performance durcissant à l'ambiante
- Produit pâteux applicable sur paroi verticale et permettant de combler des jeux d'assemblages importants
- Excellentes performances mécaniques et thermiques jusqu'à 100°C
- Excellente résistance aux charges dynamiques (vibrations et impacts)
- Produit résistant au vieillissement et aux milieux agressifs [12]

Les propriétés mécaniques de la colle (**Adekit A140**) sont tirées directement des essais de traction effectués au laboratoire LASIE en France sont présentes dans la figure II.3.



**Figure II.3 :** Courbe contrainte/déformation adhésive **Adekit A-140** [11].

Propriétés mécaniques et thermiques		
Dureté	Shore D1/D15	80/70
Résistance en traction	MPa	30
Module de Young E	MPa	2690
Module de cisaillement (G)	MPa	1000
Coefficient de poisson ( $\nu$ )		0.3
Allongement à la rupture	%	2
Température de transition vitreuse	°C	70
Coefficient de dilatation linéaire (CTE)	$10^{-6}K^{-1}$	70
Température de service	°C	-40 ; +100

**Tableau II.2 :** Propriétés mécaniques et thermiques de l'adhésif [11].

### **II.2.3 Matériau composite de réparation :**

On appelle de façon courante, matériaux composites, des arrangements de renforts (fibres et/ou particules) noyés dans une matrice (résines), dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, que celle des renforts donc c'est la combinaison macroscopique de deux ou plusieurs matériaux non miscible, qui se complètent et qui ont des caractéristiques différentes.

Ce qui donne un matériau hétérogène et anisotrope. Le composé final aura des propriétés que les éléments constitutifs seuls ne possèdent pas.

- **Matériau composite Carbone/ Epoxyde :**

La fibre de Carbone est du matériel du brin long et mince d'environ 0,0002 ~0,0004 pouce (0,005 ~ 0,010 mm) de diamètre et composé essentiellement d'atomes de Carbone. Les fibres de Carbone sont utilisés pour fabriquer des pièces d'aéronefs et d'engins spatiaux, de carrosseries de voitures de course, des puits du club golf, de cadres de bicyclette, des cannes à pêche, les ressorts automobiles, des mâts de voiliers, et de nombreux autres composants où le poids léger et la haute résistance sont nécessaires [8].

Les polyEpoxydes sont des résines thermodurcissables présentant de bonnes propriétés mécaniques, une bonne tenue en température, un faible retrait.

Le terme exact est polyEpoxyde mais il est admis de parler d'Epoxyde et, par abus de langage, d'époxy. Les Epoxydes cycloaliphatiques avec des propriétés mécaniques, électriques, et de résistance au vieillissement supérieures [13].

La nature du carbone/époxyde lui procure de bonnes caractéristiques mécaniques vis-à-vis les sollicitations mécaniques. Le Carbone/époxy est largement utilisé dans la réparation des fissures dans les secteurs de l'aéronautique, de l'aérospatiale et même du génie civil.

Le tableau II.3 présente quelques caractéristiques mécaniques des fibres de carbone et du verre.

Caractéristiques	Verre	Carbone HR	Carbone HM
Masse volumique (Kg /m <sup>3</sup> )	2600	1750	1810
Diamètre(Um)	10 à 20	5 à 7	5 à 7
Module d'Young(GPa)	73	230	400
Module spécifique (mm /Kg)	28	130	120
Contrainte à la rupture (MPa)	3400	3000-4000	2800
Contrainte spécifique (KMN/Kg)	1300	1710- 2290	1550
Prix de revient rapporté aux fibres de Verre E	1	10-15	30-50

**Tableau II.3:** Caractéristiques des fibres de Carbone, comparées à celles des fibres de Verre E [14,15].

- **L'Aramide (Kevlar)**

Les fibres Aramides à caractéristiques mécaniques élevées sont généralement connues sous le nom de “Kevlar”, nom commercial de la fibre mise au point par Dupont de Nemours (USA), et commercialisée en 1972. D'autres groupes élaborent également des fibres Aramides, en particulier le groupe AKZO (Allemagne-Hollande) qui produit des fibres Aramides sous la désignation de fibres “Twaron”, et le groupe japonais Teijin Ltd les fibres “Technora”[16,17]. Les fibres Aramides sont des fibres poly Aramides ou polyamides aromatiques de synthèse dont la structure est constituée de noyaux benzéniques reliés par des groupes CO et HN :

L'élaboration des fibres Aramides est effectuée par synthèse à basse température (–10 °C), puis par filage en solution. Les fibres sont ensuite étirées et traitées thermiquement pour augmenter leur module d'élasticité [16].

Les fibres d'Aramide sont une classe de fibres de haute résistance à la chaleur et à haute performance mécanique. Il est fabriqué à partir de fibres de haute élasticité, mais ont une rupture ductile, plutôt que de rupture fragile qui caractérise les fibres de Carbone. Sont employés dans les applications aéronautiques et militaires des applications telles que des gilets pare-balles et dans la fabrication de pièces composites, sur les roues de vélo.

Les caractéristiques mécaniques des fibres Aramides sont reportées pour des mono filaments. Sur fils multi filaments, les caractéristiques sont généralement plus faibles. Le tableau montre une contrainte spécifique à la rupture élevée, du même ordre de grandeur que les fibres de Carbone haute résistance HR (tableau II.4), toutefois avec un prix de revient 4 à 6 fois moindre. Néanmoins, leur utilisation est limitée par diverses faiblesses des

matériaux composites à fibres Aramides [18]: -résistances faibles à la compression, à la flexion, au flambement ; -sensibilité au cisaillement inter laminaire.

Ces faiblesses sont généralement attribuées à une mauvaise adhérence fibre- matrice. Pour y remédier, des ensimages adaptés sont développés. Des composites hybrides (Verre-Kevlar, Carbone-Kevlar) sont également utilisés.

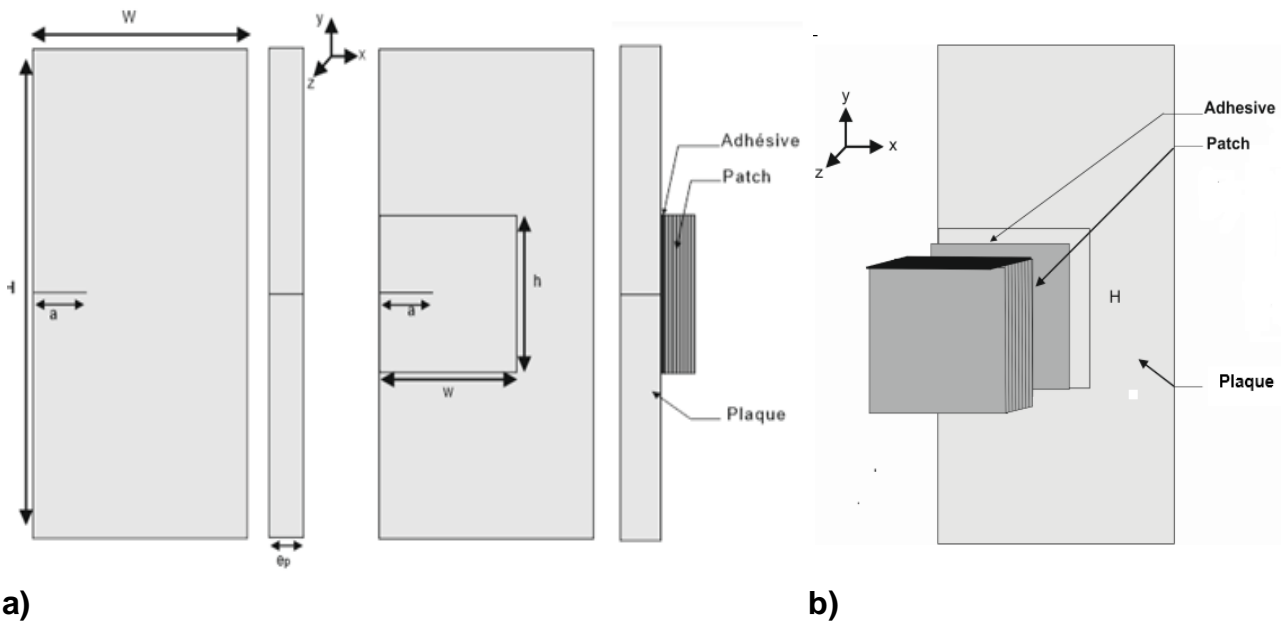
Caractéristiques	Kevlar 29	Kevlar 49	Kevlar 149
Masse volumique (Kg /m <sup>3</sup> )	1440	1450	1470
Diamètre (Um)	12	12	12
Module d'Young (GPa)	60	120	160
Module spécifique (mm /Kg)	42	83	110
Contrainte à la rupture (MPa)	3000	3000	2400
Contrainte spécifique (KMN/Kg)	2080	2070	1630
Prix de revient rapporté Aux fibres de verre E	3.6	1.9	1.5

**Tableau II.4** : Caractéristiques mécaniques de mono filaments Aramides [19,20]

Dans la première partie de ce chapitre. On a essayé de fixer les paramètres de notre modèle géométrique par voir l'effet du type de maillage, nombre et type d'éléments sur la valeur de l'intégrale-J et les contraintes dans les différents substrats.

### **II.3 Etude de convergence :**

Dans le cadre de ce travail, on considère une plaque rectangulaire mince en Aluminium 2024-T3 ayant les dimensions suivantes : Hauteur H = 250 mm, largeur w = 125 mm, épaisseur  $e_p = 2$  mm. Une fissure latérale initiale de 5 mm de longueur est supposée exister dans la plaque perpendiculaire à la direction de chargement. La plaque a été réparée par un patch carré externe. Le patch composite est collé à la plaque fissurée pour le renforcement de la fissure latérale (Figure II.4). Les dimensions du patch sont : Longueur H = 80mm, largeur w = 80 mm et épaisseur  $e_r = 2$ mm. Ce patch est collé sur la zone endommagée à l'aide d'un adhésif de type ADEKIT A-140, h =80mm, largeur w =80mm et épaisseur  $e_a=0,2$  mm comme indiqué sur la figure II.4.



**Figure II.4** : Modèle géométrique et dimensions.  
 a) Plaque sans réparation, b) Plaque réparée par patch.

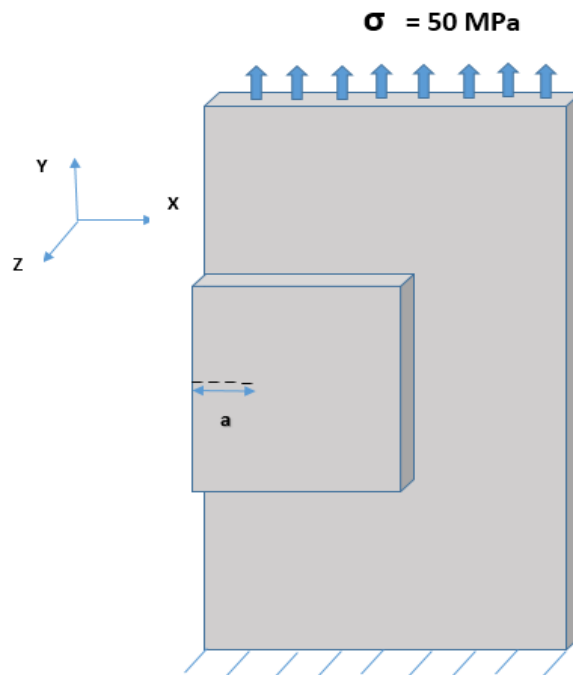
Les dimensions des différents substrats sont indiquées dans le tableau II.5.

	Longueur (mm)	Largeur (mm)	Épaisseur e (mm)
Plaque	H=250	W= 125	$E_p = 2$
Adhésif	H= 80	W=80	$E_a =0.2$
Patch	H=80	W=80	$E_r =2$

**Tableau II.5** : Dimensions des différents substrats.

Les conditions aux limites pour l'éprouvette en traction sont reproduites de la manière suivante (figure II.5) :

- Encastrement de la face inférieure de la plaque  $U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$ .
- Contraintes appliquées de l'autre côté de l'amplitude  $\sigma =50$  MPa.



**Figure II.5:** Conditions aux limites pour l'éprouvette en traction

Dans cette partie d'étude, on a fixé la taille de fissure  $a=30\text{mm}$  et on fait varier le type de maillage et le nombre d'éléments. Le choix du type de maillage est basé sur des modèles proposés dans la bibliothèque du code de calcul ABAQUS [21].

Le patch composite a été modélisé sous forme de multicouches successives ayant des orientations différentes. Ceci nous permettra d'introduire les propriétés mécaniques réelles de chaque couche sur la base des directions des fibres, ce qui est plus réel. On a utilisé les équations d'homogénéisation pour déterminer les caractéristiques mécaniques du patch composite (Aramide/époxyde et carbone/époxyde). (Code CADEC [22]) (Tableau II.6).

Matériaux	$E_1(\text{MPa})$	$E_2(\text{MPa})$	$E_3(\text{MPa})$	$U_{12}$	$U_{13}$	$U_{23}$	$G_{12}(\text{MPa})$	$G_{13}(\text{MPa})$	$G_{23}(\text{MPa})$
Carbon /Epoxyde	128600	9766	9766	0.346	0.346	0.346	5252	4364	4364
Aramide /Epoxyde	73525	9594.1	9594.1	0.4	0.4	0.58	4995.7	4995.7	4569.79

**Tableau II.6:** Propriétés mécaniques d'une monocouche en composite avec une orientation de 0.

Afin de voir l'effet de l'orientation des fibres dans le patch composite sur le comportement global de la structure réparée, six séquences d'empilement ont été proposées comme indiqué dans le tableau II.7.

## CHAPITRE II | Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage

	S1	S2	S3	S4	S5	S6
Séquences d'empilement	[0 <sub>8</sub> ] <sub>s</sub>	[0 <sub>2</sub> /15 <sub>2</sub> /-15 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>	[0 <sub>2</sub> /30 <sub>2</sub> /-30 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>	[0 <sub>2</sub> /45 <sub>2</sub> /-45 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>	[0 <sub>2</sub> /60 <sub>2</sub> /-60 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>	[0 <sub>2</sub> /75 <sub>2</sub> /-75 <sub>2</sub> /90 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>

**Tableau II.7 :** Différentes séquences d'empilement utilisées pour le patch composite.

### II.3.1 Le maillage :

Le maillage est exécuté pour discrétiser la géométrie crée dans des petits morceaux appelés les éléments ou la cellule. La solution pour qu'un problème peut être devisé en petits éléments ou cellules utilisé un ensemble de grilles ou de nœuds. La génération de maillage est tâche très importantes du prétraitement. Le domaine doit être engrené correctement dans des éléments de forme spécifique telle que des triangles et des quadrilatères.

La triangulation est la manière la plus flexible et la plus bien établie pour créer des maillages avec les éléments triangulaire. Elle peut être faite presque automatiquement pour la méthode bidimensionnelle, et même la méthode tridimensionnelle par conséquent, elle est généralement disponible dans la plupart des préprocesseurs. L'avantage additionnel d'employer des triangles est flexibilité de modeler la géométrie complexe et ses frontières.

L'inconvénient est que l'exactitude des résultats de simulation basés sur les éléments triangulaire est souvent inferieur à cela obtenue par les éléments quadrilatéraux [23].

On a essayé d'exploiter tous les types de maillage afin de voir leur influence sur la valeur de la contrainte dans la plaque non réparée et réparée

Deux cas sont proposés, un maillage linéaire et un autre quadratique, pour chaque type on a 3 cas (hexaèdres, wedge, tétraèdres).

Pour la plaque sans réparation on s'est contenté sur la détermination e la valeur de la contrainte normale maximale, ce pendant pour la plaque réparée, en plus de la contrainte normale dans la plaque, on a déterminé la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive et la contrainte de pelage dans le patch composite.

Le tableau II.8, représente les différents types de maillage de l'adhésif utilisé et les valeurs maximales des contraintes de Von Mises, de cisaillement et de pelage.



## CHAPITRE II | Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage

Plaque sans réparation								
	Les différents types de maillage							
	Structural linéaire				Structural quadratique			
	Hex	Hex-dom	Tet	Wedge	Hex	Hex-dom	Tet	Wedge
Contrainte normale	540,34	540,058	727,032	1127,61	659,312	491,371	727,03	714,41

Plaque réparée								
La contrainte maximale [Mpa]	Les différents types de maillage							
	Structural linéaire				Structural quadratique			
	Hex	Hex-dom	Tet	Wedge	Hex	Hex-dom	Tet	Wedge
Contrainte normale	296,556	296,612	241,826	384,153	403,636	398,22	384,285	505,361
Cisaillement	9,862	9,872	11,27	12,12	14,47	14,47	14,7	18,42
Pelage	12,86	12,87	36,06	25,89	31,99	32	36,07	36,1

**Tableau II.8 :** Valeurs maximales des contraintes pour différents types de maillages

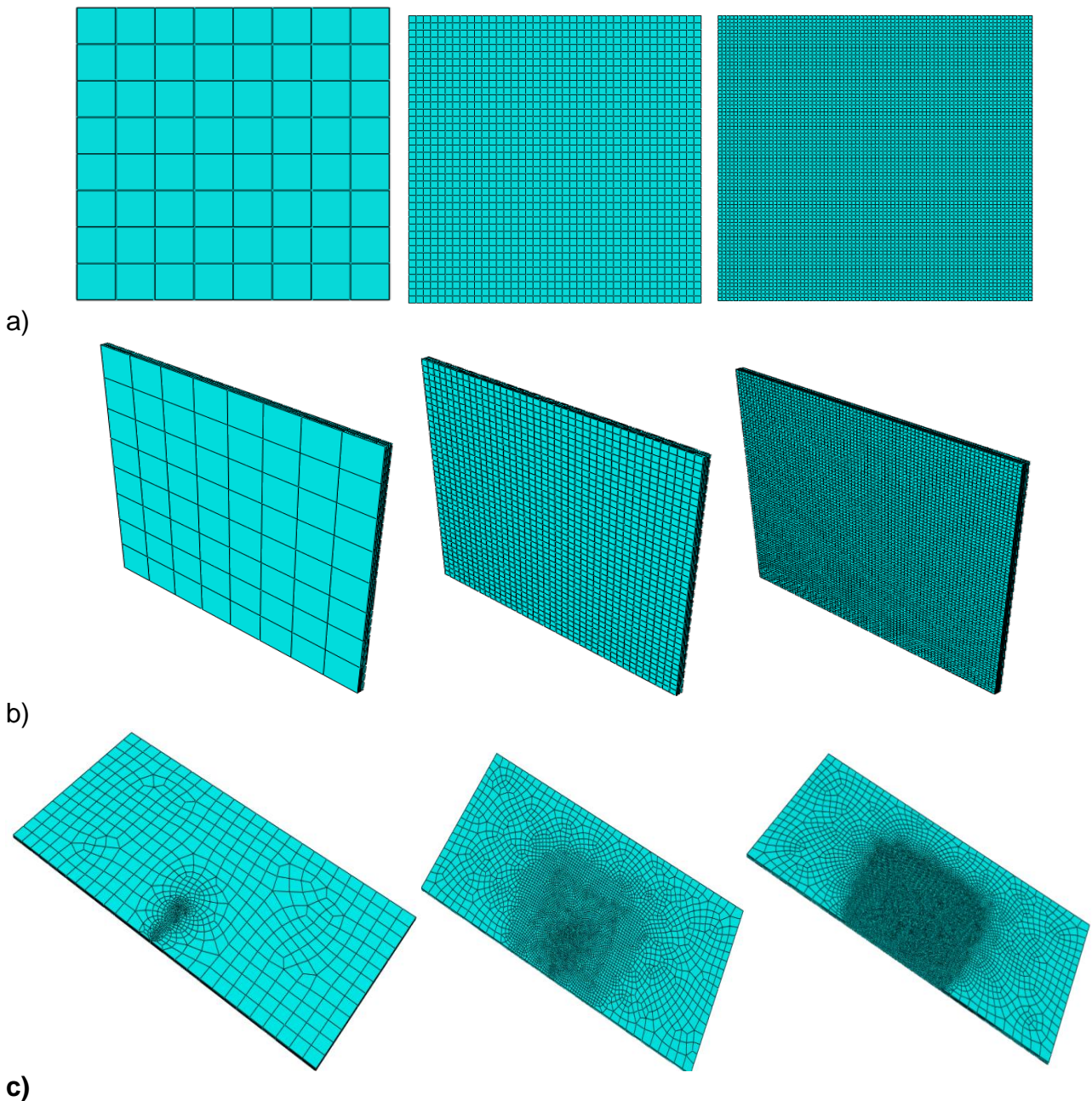
Dans le tableau II.8 les résultats de l'analyse numérique de l'effet de type de maillage sur la valeur maximale de contraintes montrent que le choix des éléments de type structural linéaire (hex et wedge) donne des résultats presque identiques. La détermination de l'état de contrainte pour le maillage de type structural quadratique montre que le choix des éléments de type (hex&tet) pour les contraintes obtenues est presque identique.

Ce pendant comme on s'intéresse peu à cette zone d'assemblage, on décide de conserver le maillage (linéaire structural hexaédrique) pour notre modèle.

**II.3.2 Nombre de nœuds :**

Afin de voir l'influence du nombre de nœuds sur la distribution des contraintes, on a fixé le type de maillage linéaire hexaédrique structural et on a essayé d'augmenter le nombre d nœuds afin de raffiné la structure de plus en plus.

La (Figure II.6) montre le maillage de la structure en fonction du nombre de nœuds

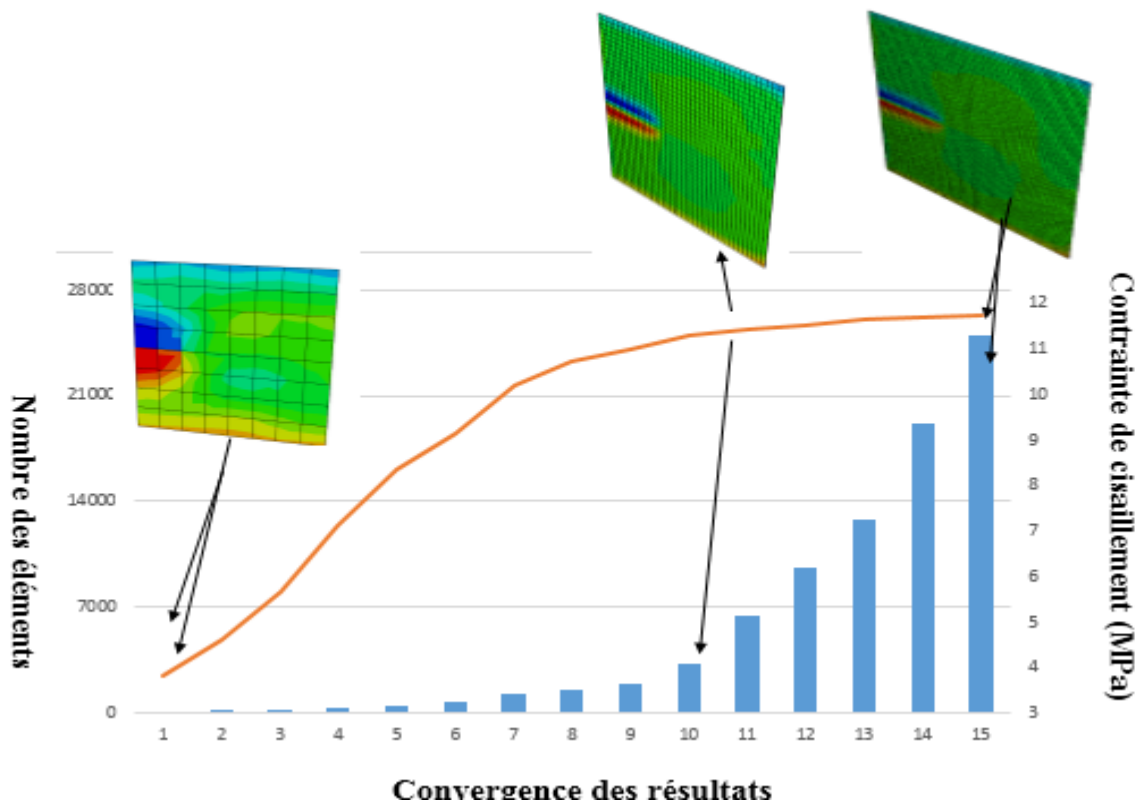


**Figure II.6 :** Représentation des maillages choisis avec augmentation de nombre de nœuds. a) adhesive. b) patch. c) plaque.

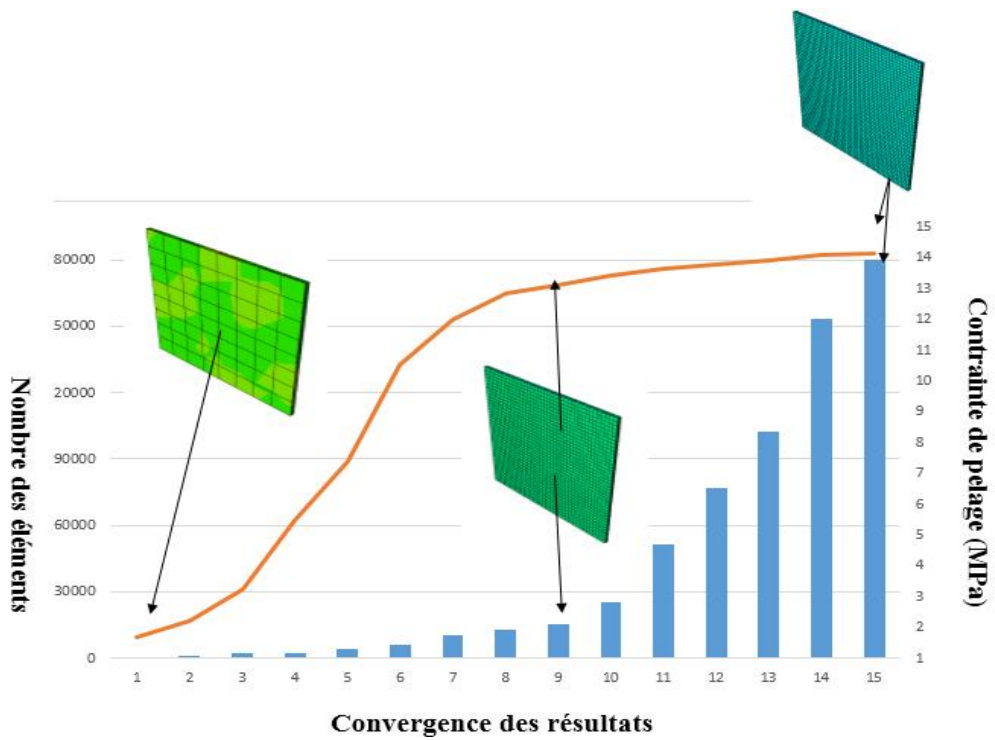
## CHAPITRE II | Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage

Maillage	Plaque	Patch	Colle
	Nombre des éléments	Nombre des éléments	Nombre des éléments
1	4 935	512	64
2	6 710	968	212
3	10 060	2048	256
4	12 745	2592	324
5	16 455	4232	529
6	24 995	5832	729
7	28 925	10368	1296
8	32 120	12800	1600
9	38 925	15488	1936
10	45 140	25600	3200
11	58 120	51200	6400
12	70 140	76800	9600
13	116 240	102400	12800
14	174 360	153600	19200

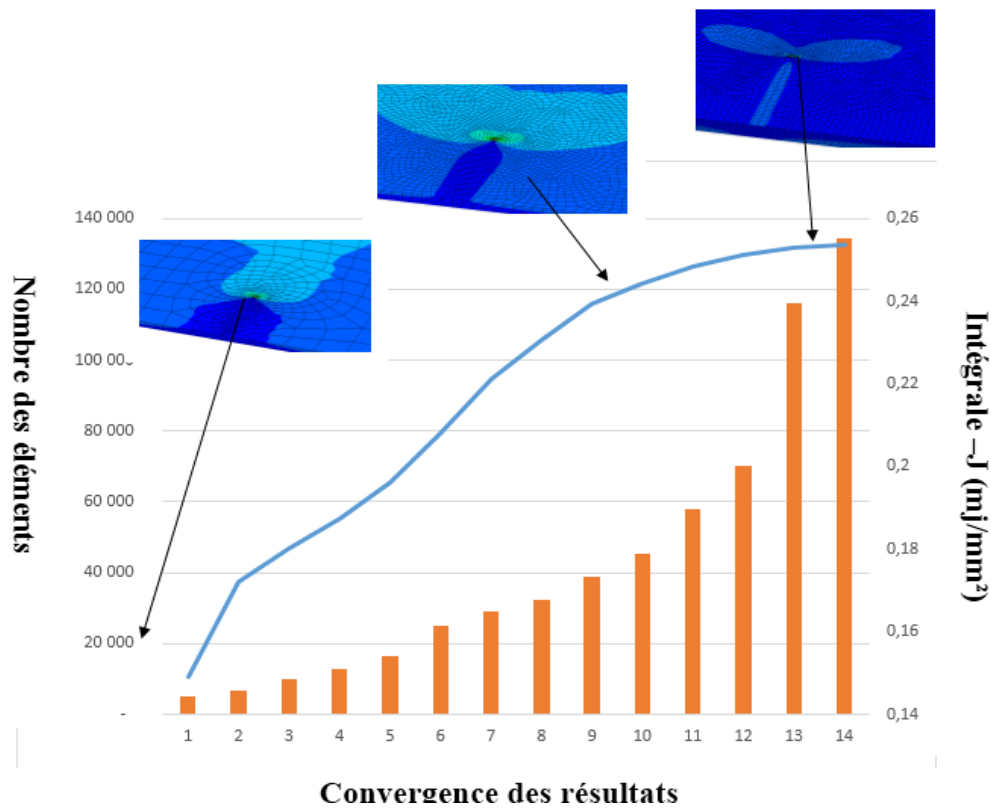
**Tableau II.9** : Nombre d'éléments de maillage pour les différents substrats.



a)



b)



c)

Figure II.7: Convergence des résultats : a)- pelage, b)- de cisaillement, et c)- Intégrale-J.

Les maillages des figures (7 : a,b,c) sont obtenus en modifiant le nombre des éléments pour chaque substrat jusqu'à une taille qui permet d'obtenir un maillage régulier. Pour ces maillages, l'option « biased » disponible sous Abaqus est employée pour créer un maillage raffiné essentiellement vers la zone du fond de fissure. En utilisant cette technique, on peut modifier le nombre d'éléments, jusqu'à ce qu'on peut avoir une stabilité de la valeur des différentes contraintes dans le patch, la plaque et l'adhésif et cela grâce à des éléments de plus petite taille.

Après analyse des résultats sur la base de la modification du nombre et type d'éléments pour la structure notre choix pour la suite de notre étude s'est basé sur les données suivantes (tableau II.10).

<b>MATERIAUX</b>	<b>Nombre des éléments</b>
ALUMINIUM 2024-T3	39750
ADEKIT A140	1600
PATCH COMPOSITE	12800

**Tableau II.10** : Nombre d'éléments de maillage pour les différents substrats.

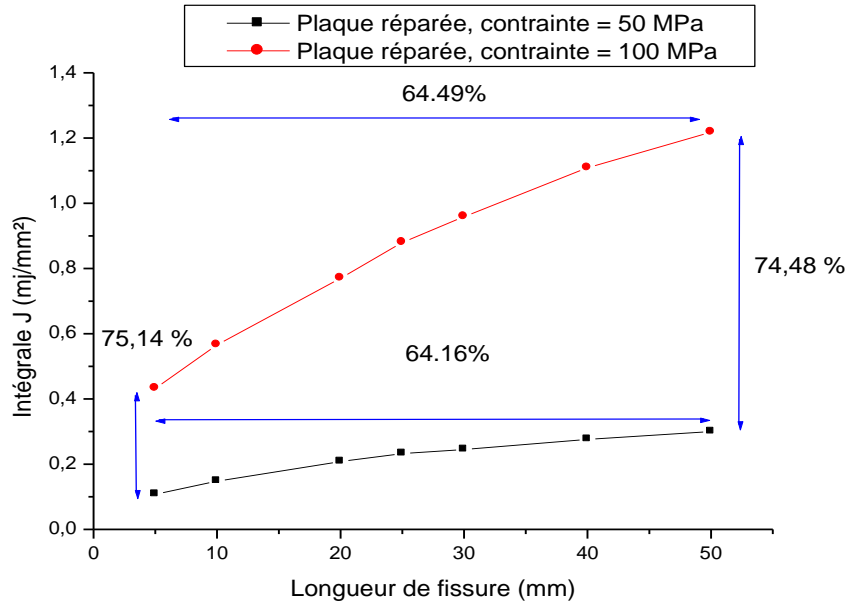
- La plaque est maillée avec cinq couches d'éléments dans le sens de l'épaisseur, l'adhésif est discrétisé avec une seule couche d'éléments à travers son épaisseur et le patch bloc est maillé avec huit couches d'éléments à travers son épaisseur et le patch multicouche chaque couche un élément.
- Le maillage a été affiné près de la zone du fond de fissure avec une taille d'élément de 0.315 mm en utilisant au moins 20 éléments à l'avant et à l'arrière du fond de fissure. Le nombre d'éléments utilisés dans cette analyse était de 54 150 éléments.

## **II.4 Analyse et résultats :**

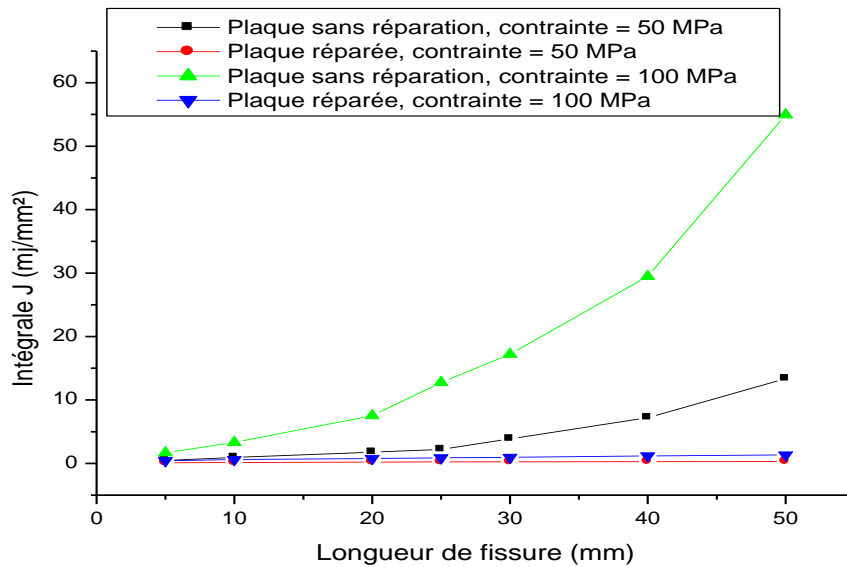
Suite aux résultats trouvés précédemment on a fixé le type et le nombre d'éléments par structure et on a entamé notre analyse numérique pour déterminer la variation de l'intégrale et les contraintes dans la structure endommagée et réparée J par patch. Le patch composite en été proposé (carbone/ Epoxyde) avec pour les deux six séquences d'empilement proposées.

**II.4.1 Effet de la charge appliquée :**

La figure II.8 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour deux valeurs de la contrainte appliquée 50 MPa et 100 MPa.



a)



b)

**Figure II.8 :** Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure dans la plaque endommagée et réparée par patch composite sans présence de défaut dans la couche adhésive.

On remarque que la réparation par collage d'un patch composite sur la zone endommagée apporte une efficacité à la plaque par rendre une grande partie de sa rigidité et par conséquent réduit d'une façon considérable la valeur de l'intégrale-J. Pour de petites longueurs de la fissure, la réparation par patch n'apporte que peu d'efficacité. Cependant, si la longueur de la fissure est importante, la concentration des contraintes est importante et donc l'efficacité du patch apparait et on peut noter une réduction importante de la valeur de l'intégrale-J. L'augmentation de la charge appliquée entraîne une augmentation systématique de la valeur de l'intégrale-J mais qui reste inférieure à celle de la plaque non réparée et ce quel que soit la longueur de la fissure. Pour une longueur de la fissure 5mm le pourcentage de réduction de la valeur de l'intégrale-J pour une charge appliquée de 50MPa est de 76% et pour une charge de 100MPa elle est de 74,19%. Par contre. si la longueur de la fissure est maximale  $a=30\text{mm}$  la réparation par patch montre son efficacité et la réduction de la valeur de l'intégrale-J est de 93.68% pour une charge appliquée de 50MPa et 94,42% pour une charge appliquée de 100MPa.

#### **II.4.2 Effet de la séquence d'empilement :**

##### **II.4.2.1 Analyse de la variation des contraintes de l'intégrale-J dans la plaque :**

Le choix de l'ordre des couches dans un stratifié utilisé comme patch de réparation est également important. Pour cela nous avons mis en considération 6 stratifiés avec différentes orientations des fibres (voir tableau III.4).

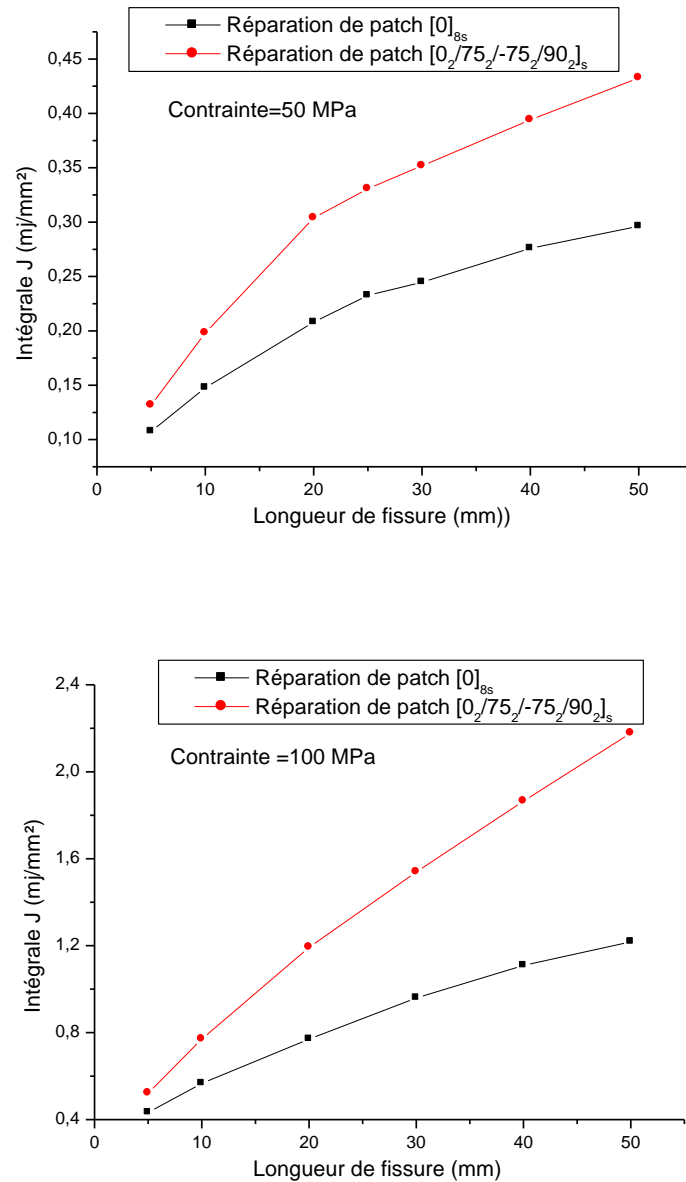
La variation du l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure est similaire et ce quel que soit la séquence d'empilement, la valeur du l'intégrale-J est faible pour le patch qui a la séquence  $[0_8]_s$ , cette valeur augmente si la séquence d'empilement du patch est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ .

Pour la séquence d'empilement  $[0_8]_s$  le patch a les propriétés mécaniques les plus élevées selon la direction de chargement et donc absorbe davantage de contraintes. Cependant, si l'angle d'orientation des fibres tend vers  $90^\circ$ , les propriétés mécaniques du patch diminuent et donc moins de transfert de charge de la zone endommagée.

Si la longueur de la fissure est trop petite par rapport à la largeur de la plaque, l'effet de la séquence d'empilement disparaît.

La figure II.9 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque réparée par un patch composite de type Carbone /époxyde pour

deux de séquence d'empilement  $[0_8]_s$  et  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  et pour deux valeurs de la contrainte appliquée.



**Figure II.9** : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque réparée pour deux de séquence d'empilement  $[0_8]_s$  et  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  et deux valeurs de la contrainte appliquée.

La séquence d'empilement joue un rôle déterminant dans le transfert de charge à travers l'adhésif de la zone endommagée et par conséquent sur la valeur de l'intégrale-J dans la plaque et les différentes contraintes dans l'adhésif et le composite. On remarque d'après la figure III.6 que si les orientations des fibre sont selon la séquence d'empilement

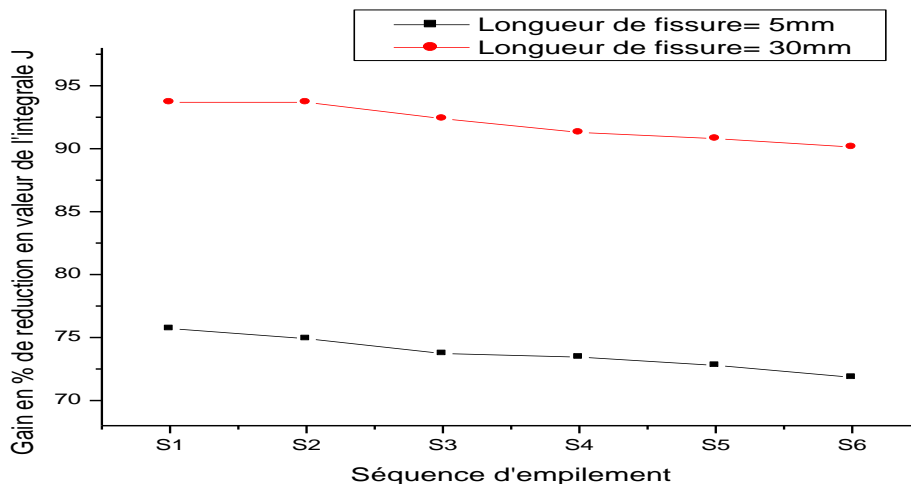


$[0_8]_s$ , les propriétés mécaniques du patch devient importantes et par conséquent une absorption importante des contraintes de la zone endommagée par le patch composite.

Par contre, si l'orientation des fibres sont selon la séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ , les propriétés mécaniques devient faibles et donc un mauvais transfert de charge et des valeurs de l'intégrale- J élevées. Pour des petites longueurs de la fissure, les orientations des fibres dans le composite n'ont pas un grand effet sur la valeur du l'intégrale- J.

Si la longueur de fissure est importante, la concentration des contraintes est importante, et l'efficacité du patch apparait pour celui qui présente des propriétés mécaniques élevée  $[0_8]_s$ . En augmentant la contrainte appliquée, le même phénomène est observé, juste que la valeur du l'intégrale- J augmente et la différence des valeurs du l'intégrale- J pour les deux patches (deux séquence d'empilement) est nettement remarqué.

La figure II.10 montre la variation du l'intégrale- J en fonction de la longueur de la fissure dans une séquence d'empilement différente.



**Figure II.10 :** Variation l'intégrale- J en fonction de la longueur de la fissure pour différente séquence d'empilement.

L'intégrale- J augmente avec l'augmentation de la taille de la fissure. Les valeurs les plus faibles du l'intégrale- J sont notées pour le cas de réparation par patch pour lequel la séquence d'empilement est  $[0]_{8s}$ , pour cette orientation le composite présente des propriétés mécaniques élevées et donc un meilleur transfert de charge de la plaque endommagée à travers l'adhésif.

II.4.2.2 Analyse de la variation des contraintes dans l'adhésif :

L'analyse de la distribution des contraintes est essentielle dans la couche d'adhésive, la plus importante est la contrainte de cisaillement dans le plan yz. La figure III.8 présente la variation de la contrainte de cisaillement maximale de l'adhésif  $\tau_{23}$  en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement.

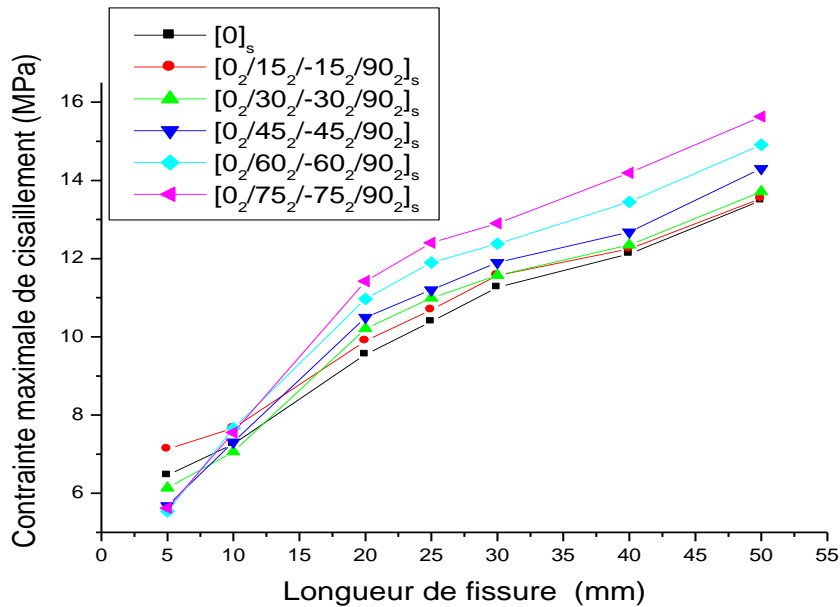
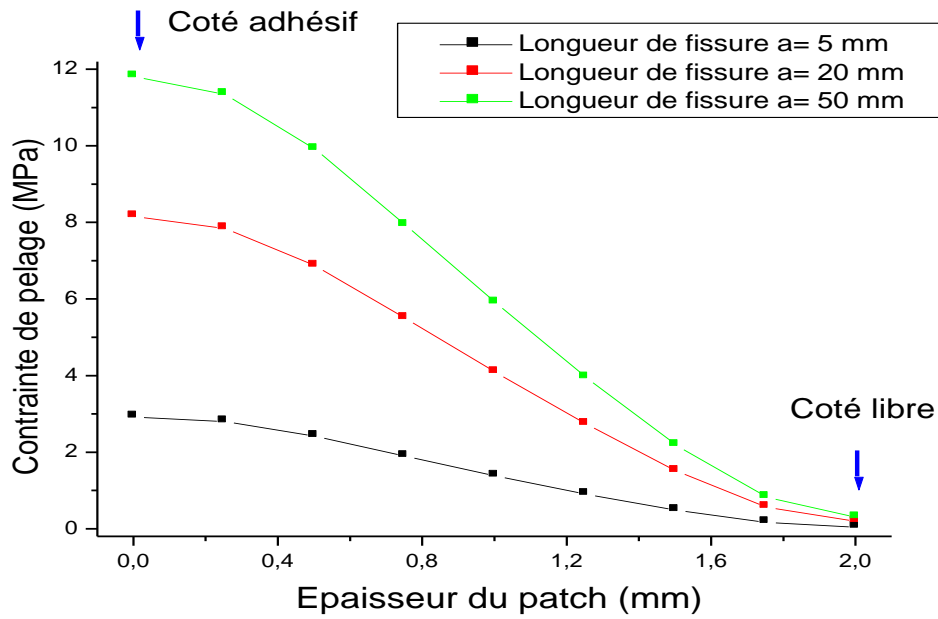


Figure II.11 : Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans l'adhésif  $\tau_{23}$  en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement.

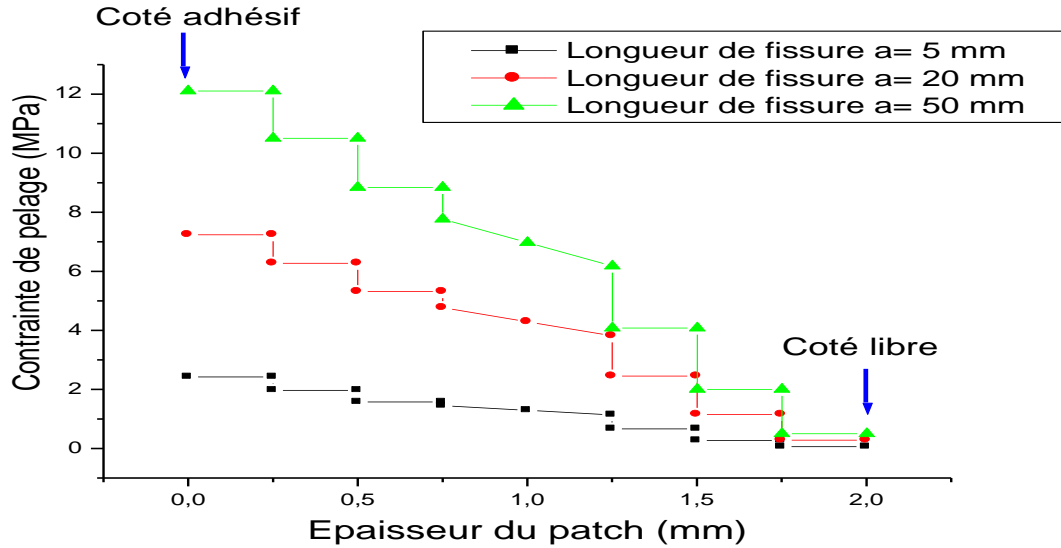
La répartition des contraintes de cisaillement est la même quelle que soit la séquence d'empilement dans le composite. Les contraintes les plus faibles dans la couche adhésive sont celle pour le cas où le patch avec une séquence d'empilement  $[0_8]_s$ . Cela est dû au fait que la majorité des contraintes dans l'adhésif sont absorbées par le patch.

Pour les autres séquences d'empilement, le transfert de contrainte est minimal vers le patch et donc des contraintes élevées dans l'adhésif.

II.4.2.3 Variation des contraintes de pelage dans le patch



[0<sub>8</sub>]<sub>s</sub>



[0<sub>2</sub>/45<sub>2</sub>/-45<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

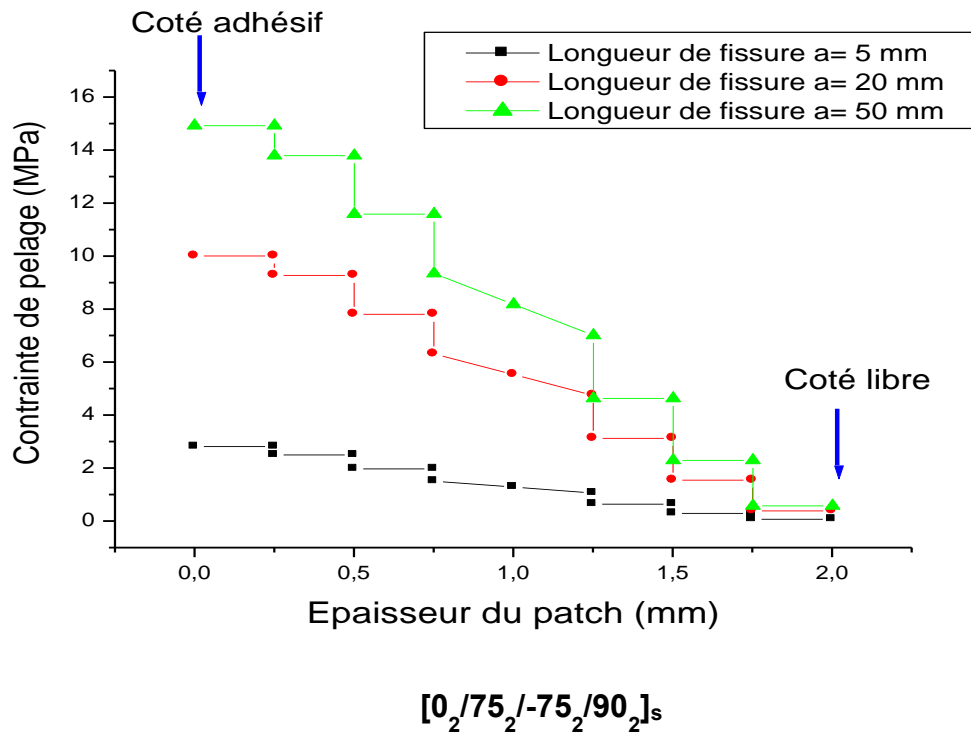


Figure II.12 : Variation de la contrainte de décollement  $\sigma_{33}$  en fonction de l'épaisseur du patch pour différentes longueurs de fissure.

En analysant, la contrainte de pelage suivant l'épaisseur du patch. Si la longueur de la fissure est inférieure à la largeur de la pièce rapportée, la valeur des contraintes de pelage est identique, un maximum est sur le côté en contact avec l'adhésif et un minimum sur l'autre face qui est libre.

Seule la séquence  $[0_8]_s$  présente une continuité dans la distribution des contraintes de pelage puisque les différentes couches présentent les mêmes propriétés et la même orientation des fibres.

Mais pour les autres séquences d'empilement, la distribution des contraintes se présente sous la forme d'escaliers puisque les propriétés mécaniques diffèrent d'une couche à l'autre selon la direction des fibres sur la face en contact avec la plaque, si la longueur de la fissure augmente, la valeur de la contrainte de pelage dans le patch augmente considérablement.

Par contre, sur la face libre on remarque juste une légère différence entre les valeurs de la contrainte de pelage.

## II.4.3 Analyse de la présence d'un défaut de collage dans la couche adhésive :

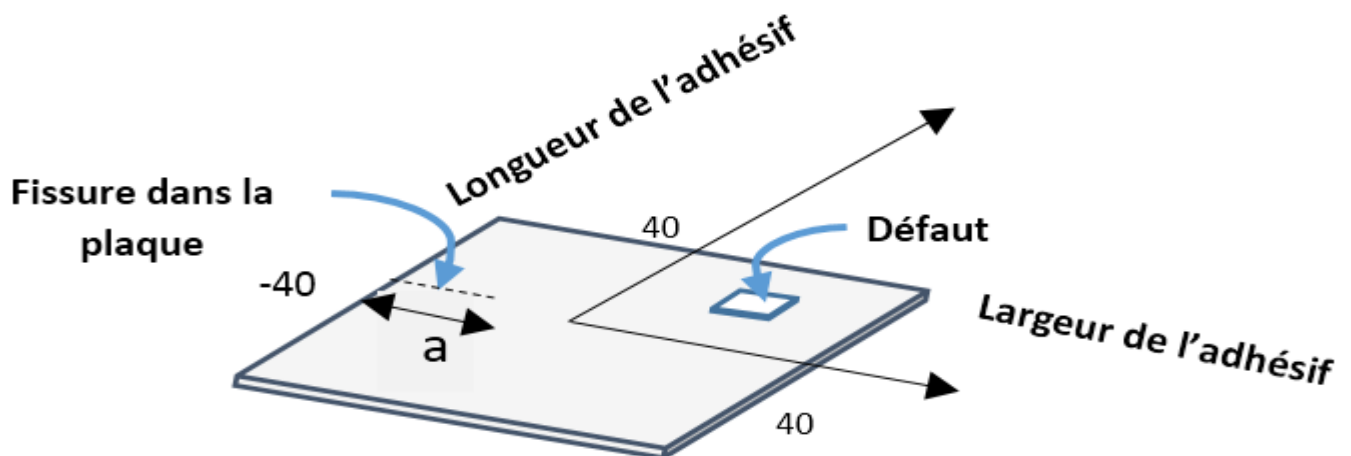
### II.4.3.1 Effet de la présence de défaut dans la colle :

Généralement lors d'un procédé de collage la présence de défaut de la couche adhésive est évidente suite à l'introduction de bulles d'air, fissure etc. A cet effet on a essayé d'analyser leur influence sur le comportement de la plaque et par conséquent la valeur de l'intégrale J.

Afin d'analyser l'effet de la présence de défaut de collage sur le transfert de charge de la plaque au patch et donc sur la qualité de la réparation et la valeur du l'intégrale-J au niveau de la pointe de la fissure, nous avons essayé de modéliser la présence d'un défaut dans la couche adhésive.

On a supposé un défaut de forme carrée dont sa position est aléatoire. Les positions les plus défectueuses sont choisies à proximité de la fissure, au niveau de la fissure et au niveau des bords libres d'adhésif (Figure II.14)

Le modèle géométrique de la structure est le même que celui présente dans la figure II.4 sauf que la couche d'adhésive contient un défaut géométrique comme le montre la figure II.13.



**Figure II.13:** Présentation de la présence d'un défaut dans la couche adhésive

Plusieurs positions du défaut ont été choisies dans la couche adhésive, (près de la fissure, au niveau du bord libre), ce sont les sites des concentrations des contraintes ou les valeurs des contraintes sont élevées. Généralement le cœur de l'adhésif reste quasiment inactif dans la plupart des cas (figure II.13).

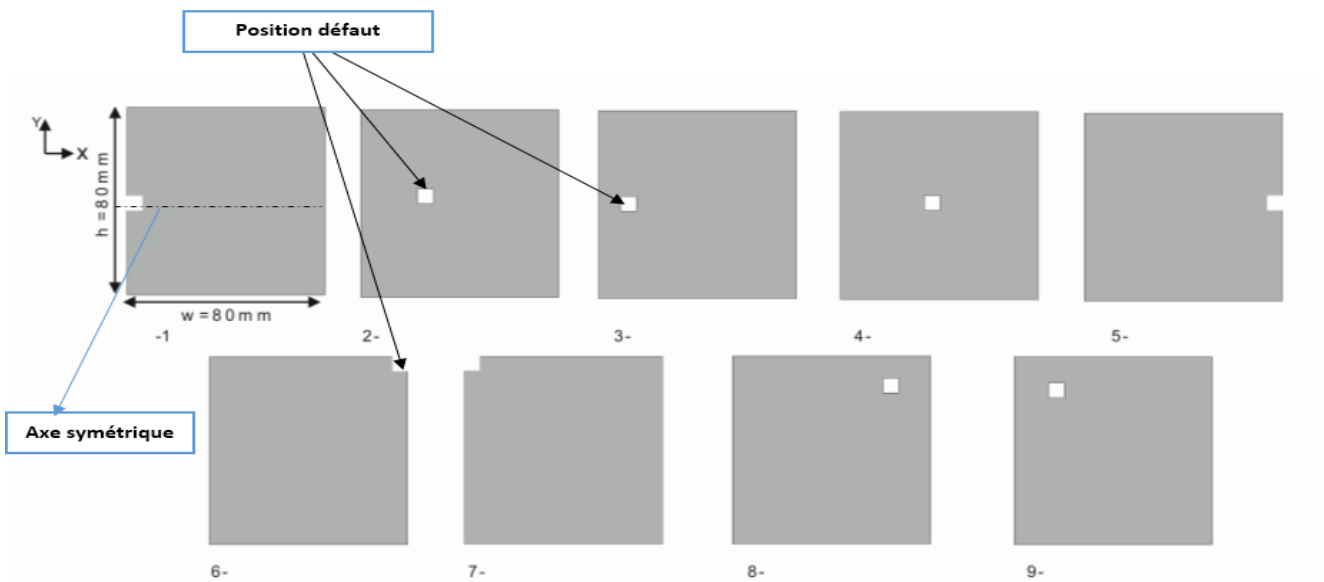
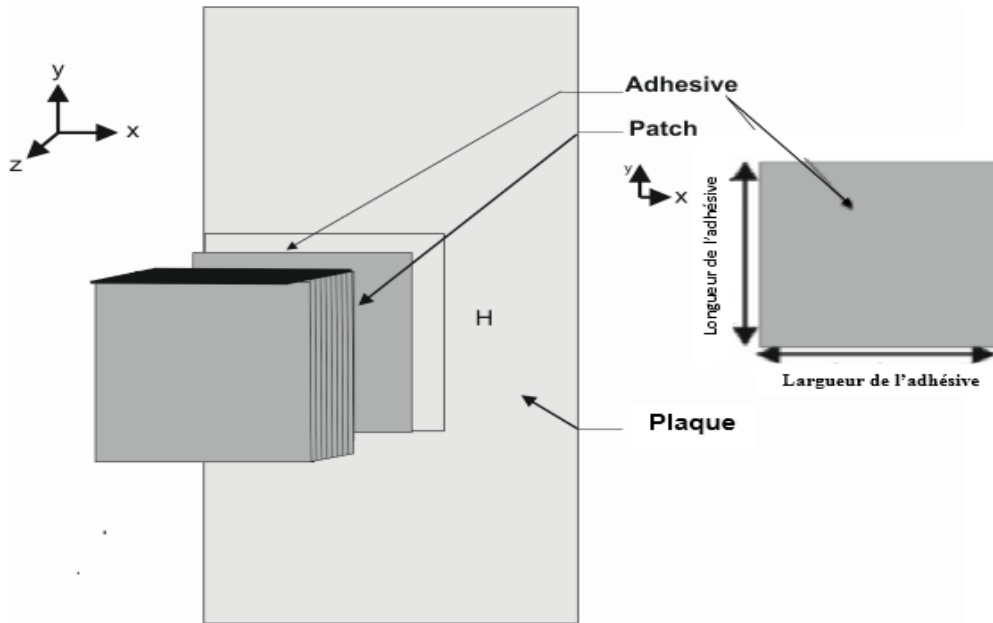
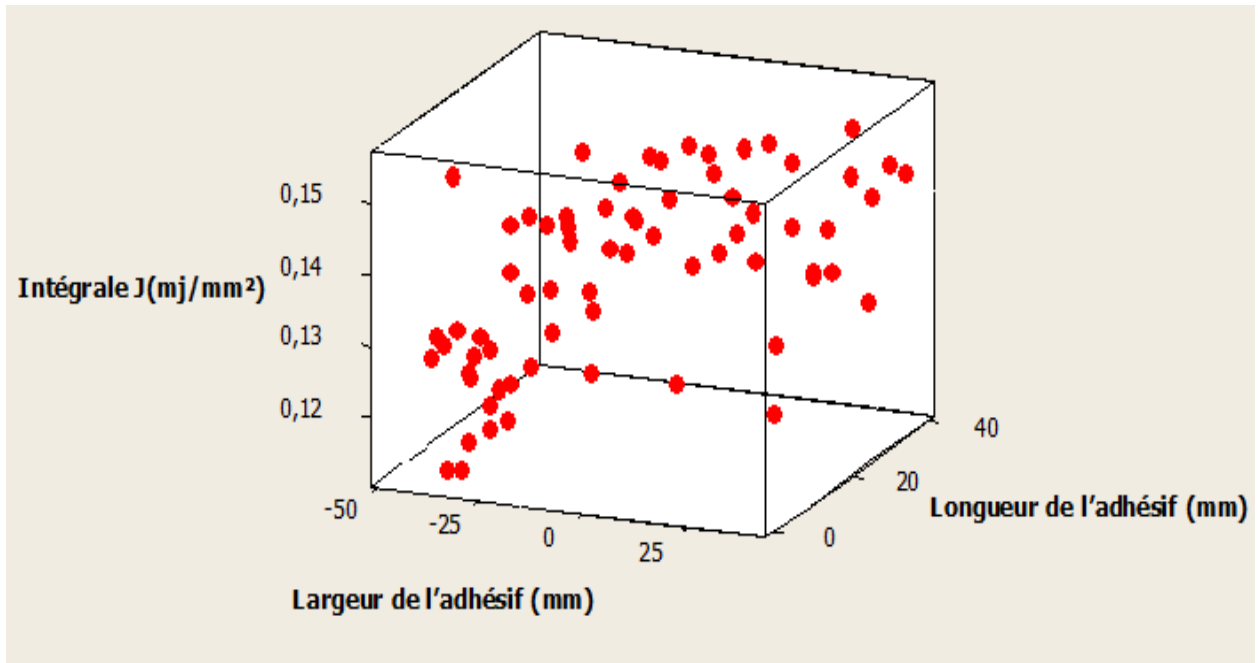


Figure II.14: Différentes positions du défaut dans la couche adhésive.

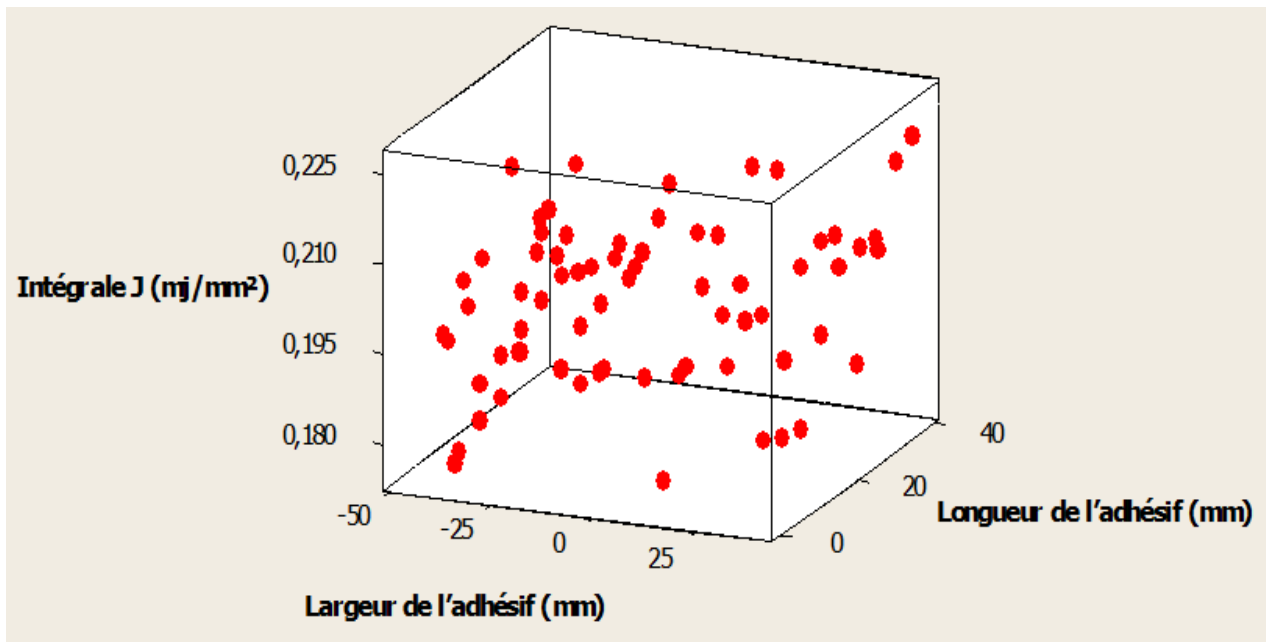
- **Variation de l'intégrale-J :**

Le calcul de la valeur de l'intégrale-J est déterminé pour les différentes positions du défaut dans la couche adhésive (figure II.15).

Les résultats de l'analyse sont montrés dans la figure II.15 qui représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour deux longueurs de fissure à savoir  $a=10\text{mm}$  et  $a=30\text{mm}$ .



a)



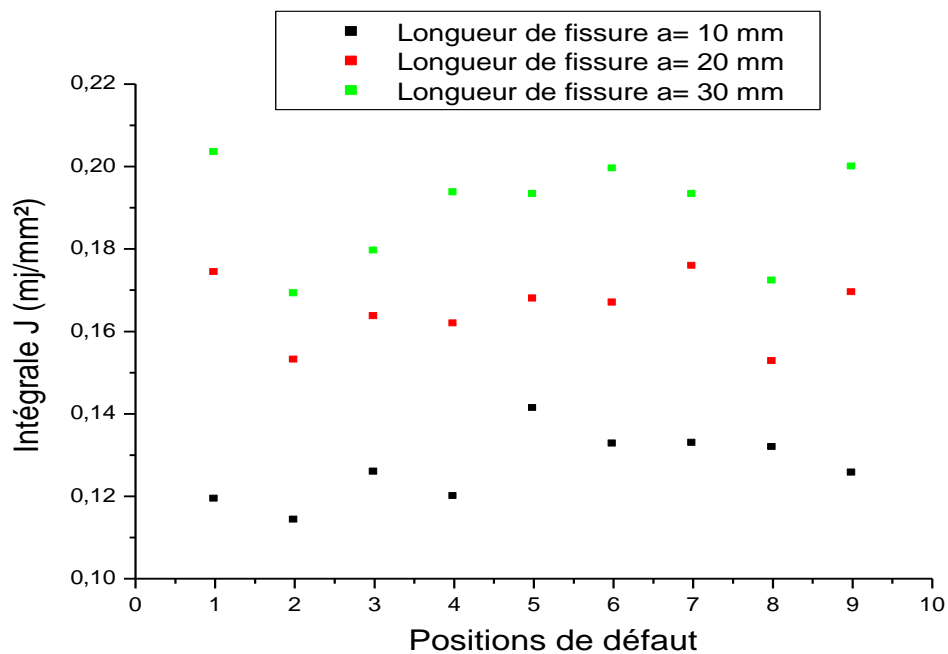
b)

**Figure II.15:** Variation de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut dans le mi surface de l'adhésive (70 positions) a) Pour longueur de fissure  $a=10\text{mm}$ , b) Pour longueur de fissure  $a=30\text{mm}$ .

D'après la figure II.15 on remarque la valeur de l'intégrale-J augmente Considérablement si la longueur de la fissure augmente. Si le défaut est loin de la fissure et du bord libre, la valeur de l'intégrale-J sera minimale, car dans ces endroits, la présence du défaut n'aura aucun effet sur le comportement de l'adhésif. Si le défaut se situe au niveau

des bords libres de l'adhésif, la valeur de l'intégrale-J sera affectée car à ces endroits la concentration des contraintes seront importante.

Les défauts qui sont au cœur de l'adhésif et proches de la fissure auront une conséquence sur la valeur de l'intégrale J. Pour montrer clairement cette variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure et la position du défaut on a tracé la figure II.16



**Figure II.16:** Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes longueur de la fissure.

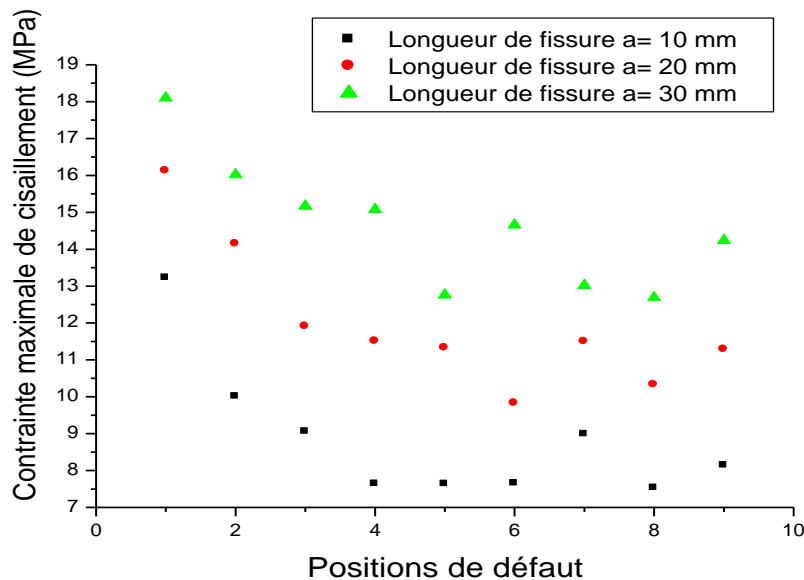
On remarque que la valeur de l'intégrale-J varie selon la position du défaut et la taille de la fissure. Pour chaque position du défaut, le pourcentage d'augmentation de la valeur de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure dépend du position du défaut. Si le défaut se trouve au niveau la position 1 qui est en contact direct avec la fissure et le bord libre, le champ de contraintes est élevée et donc l'adhésive absorbe moins des contraintes et par conséquent la valeur de l'intégrale-J est élevée et augmente considérablement si la longueur de la fissure augmente. Cependant, si le défaut se trouve au niveau de la position3, la valeur de l'intégrale-J augmente peu à peu en fonction de la taille de la fissure. A cet endroit, si la longueur de la fissure est minimale, le défaut se trouve juste au voisinage de la fissure, et donc une concentration de contrainte ce qui réduit le transfert de charge à travers l'adhésive et par conséquent une valeur de l'intégrale-J élevée, si la longueur de la



fissure augmente, le défaut se trouve derrière la tête de la fissure et donc une légère augmentation de la valeur de l'intégrale-J.

- **Variation de la contrainte maximale de cisaillement :**

La figure II.17 représente la variation de la contrainte de cisaillement dans la couche d'adhésive en fonction de la position du défaut pour trois longueurs de la fissure.



**Figure II.17 :** Variation de la contrainte de cisaillement maximale en fonction des positions du défaut.

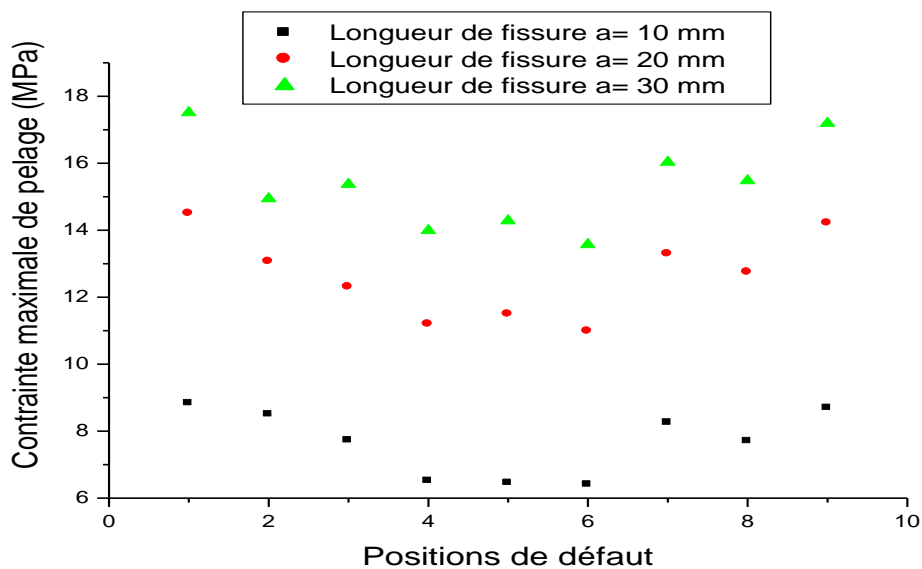
On remarque clairement que la valeur de la contrainte de cisaillement maximale dans la couche d'adhésive dépend fortement du position du défaut ainsi que la longueur de la fissure. Le taux d'augmentation de la contrainte de cisaillement dépend fortement de la position du défaut. Pour la position 1 du défaut, on remarque clairement la valeur de la contrainte de cisaillement est la plus élevée et elle augmente considérablement avec l'augmentation de la longueur de la fissure.

Par contre pour la position 5 du défaut une légère augmentation de la contrainte de cisaillement est à noter, si la longueur de la fissure passe de 20 à 30mm. Pour une longueur de la fissure 10mm, les positions du défaut 4, 5 et 6 présentent une faible valeur de la contrainte de cisaillement.

- **Variation de la contrainte maximale de pelage :**

La variation de la contrainte de pelage dans le patch est présentée dans la figure II.18. On remarque clairement que la valeur de la contrainte maximale de pelage dépend fortement de la longueur de la fissure et de la position du défaut.

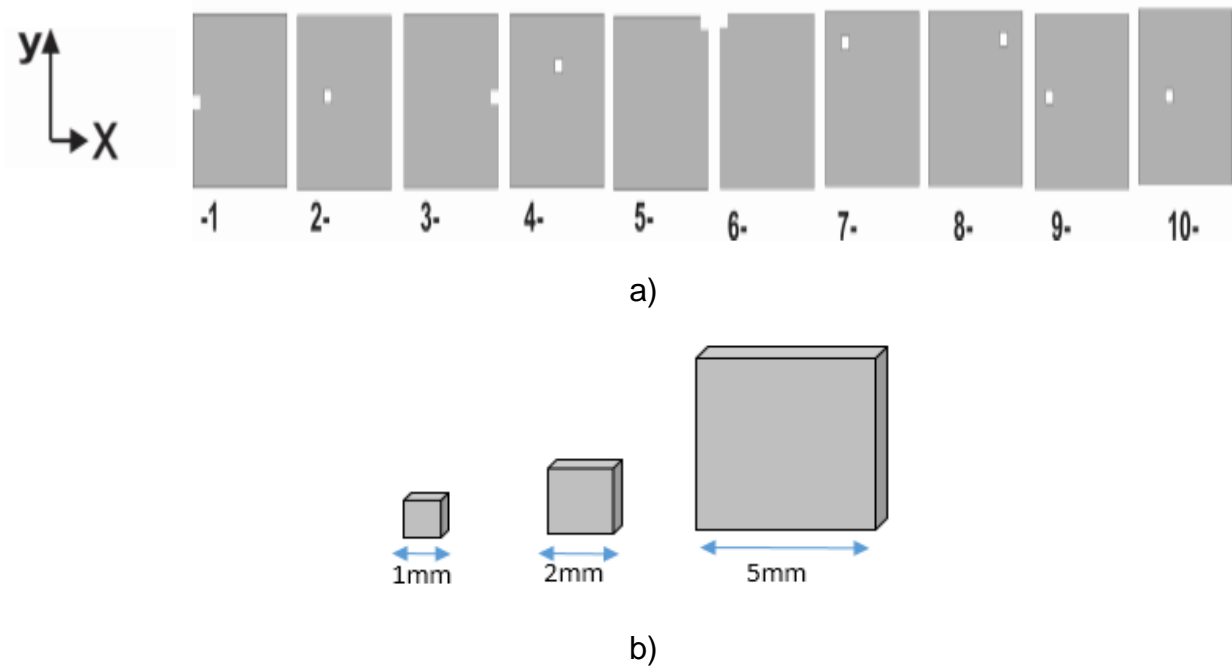
De même que pour les contraintes de cisaillement dans la couche d'adhésive, les contraintes de pelage sont faibles sur les positions 4, 5 et 6 puisque le transfert de charge est de même faible dans l'adhésive suite à l'absence de forte concentration des contraintes.



**Figure II.18:** Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction des positions du défaut.

### II.4.3.2 Effet de la taille de défaut de collage :

Afin de voir l'effet de la taille du défaut de collage sur le comportement en rupture de la structure endommagée et réparée par patch composite. On a considéré 10 positions du défaut dans la couche adhésive (Figure II.19.a) avec trois différentes dimensions du défaut (Figure II.19.b). Deux séquences d'empilement pour le patch composite ont été mises en évidence ainsi que deux valeurs de la contrainte appliquée.



**Figure II.19:** a) Différentes positions du défaut dans la couche adhésive. b) Présentation des différentes dimensions du défaut de forme carré.

Pour cette partie d'étude on a considéré seulement deux ou trois longueurs de la fissure. Pour ce cas le type de maillage choisis est le même que dans l'étude précédente sauf que le nombre d'éléments change en fonction de la taille et la position du défaut dans la couche adhésive, comme le montre le tableau II.11.

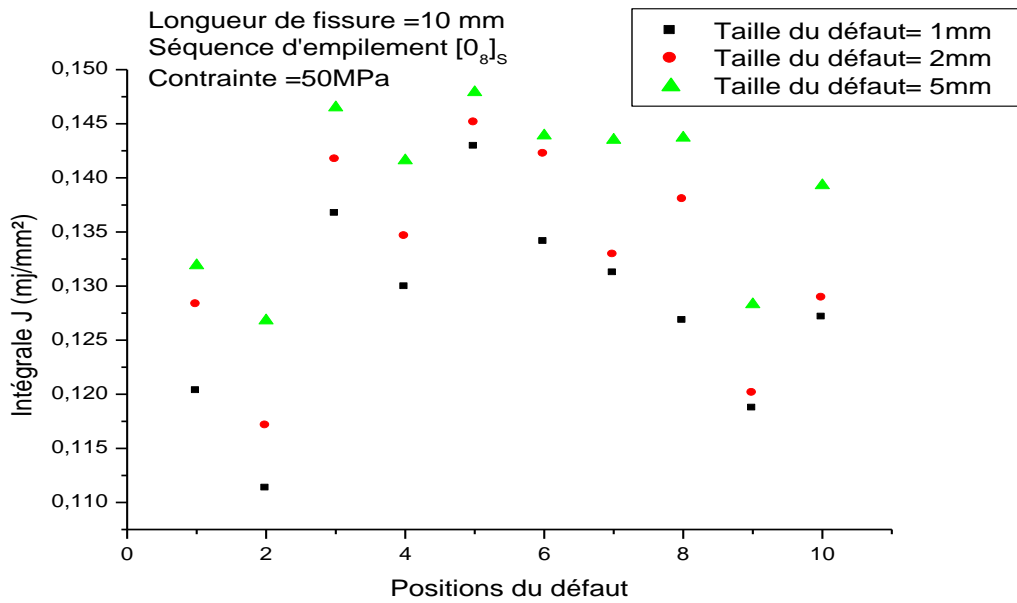
Taille du défaut	Nombre des éléments
Taille du défaut =1mm	1978
Taille du défaut=2mm	1993
Taille du défaut=5mm	2000

**Tableau II.11:** Nombre d'éléments de maillage pour différents tailles du défaut.

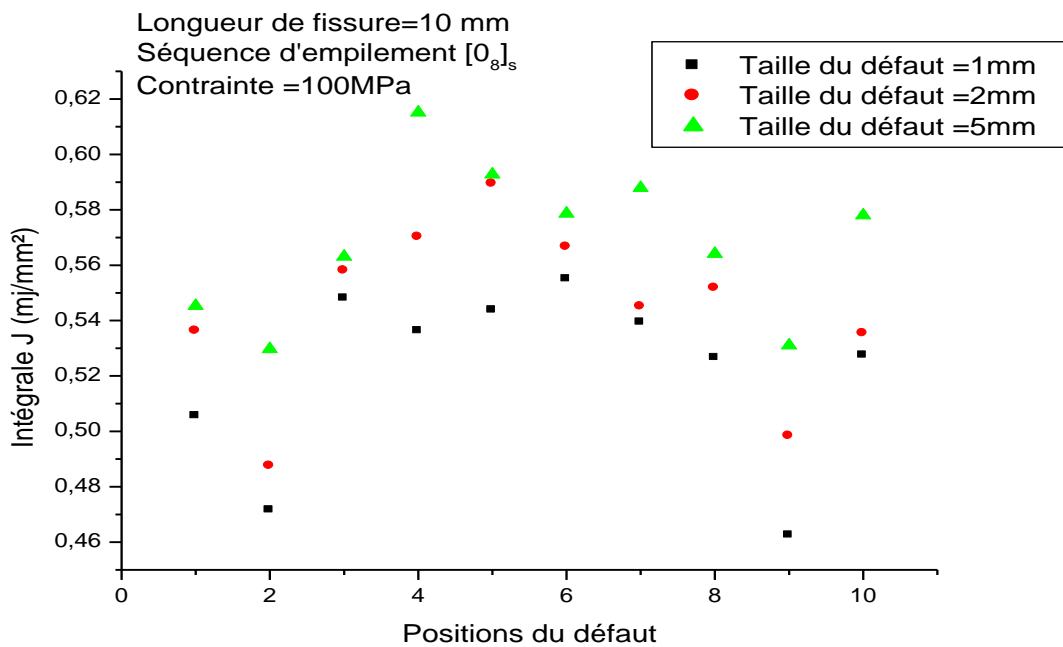
- **Variation de la valeur de l'intégrale-J:**

L'analyse du comportement en rupture de la structure endommagée et réparée par patch composite en présence d'un défaut de collage de taille variable dépends de plusieurs paramètres à savoir la séquence d'empilement, la charge appliquée, la nature du patch et la longueur de la fissure.

➤ Variation de la charge appliquée (séquence d'empilement  $[0_8]_s$ )



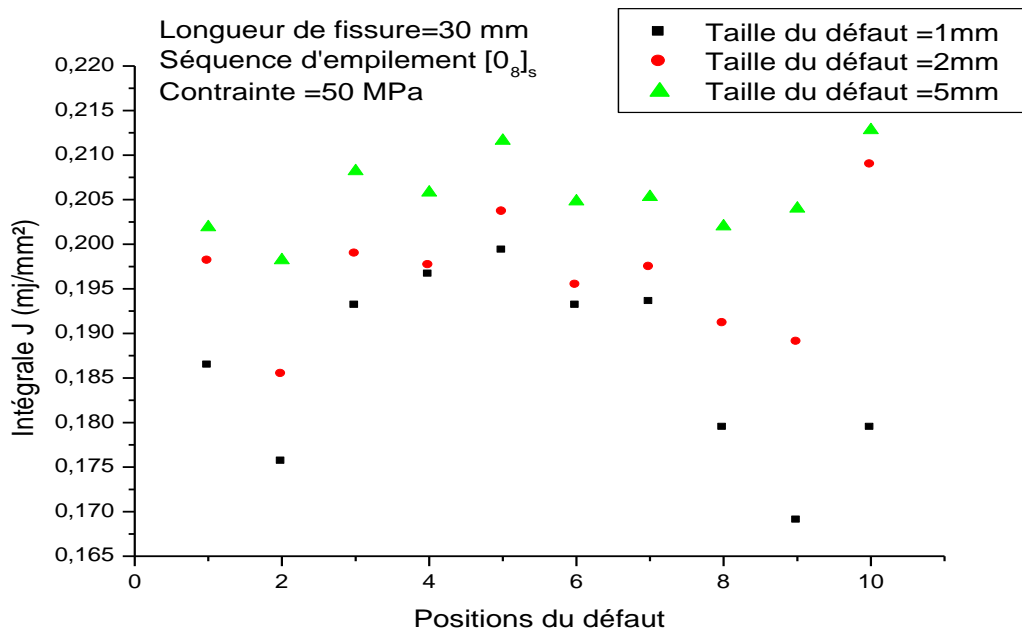
a)



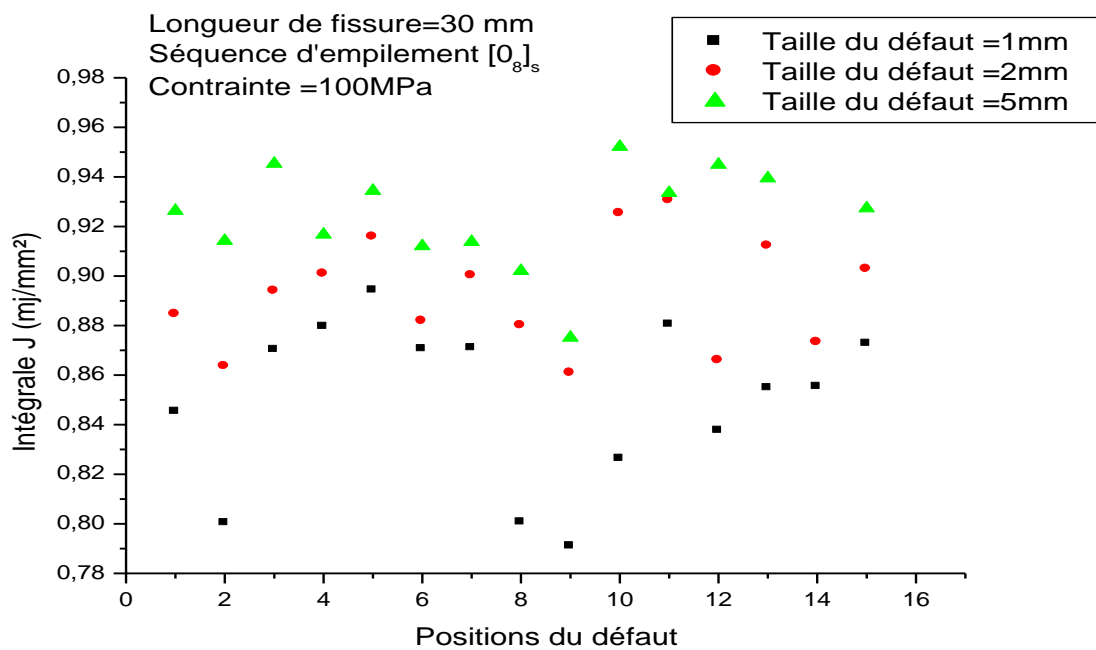
b)

**Figure II.20** : Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ) :  
a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa.

➤ Variation de la longueur de la fissure (Séquence d'empilement  $[0_8]_s$ )



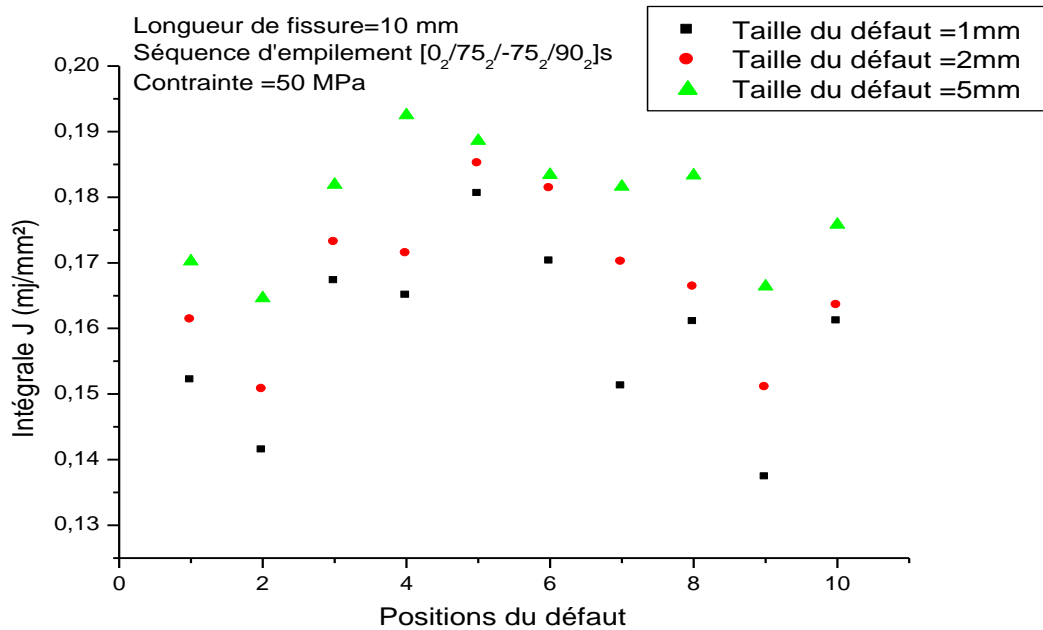
a)



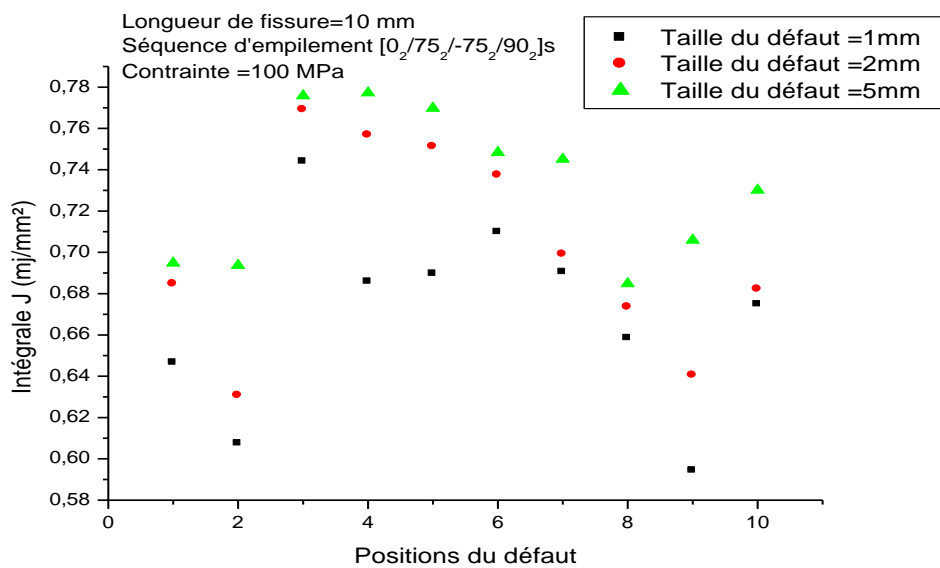
b)

**Figure II.21** : Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ) a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa.

➤ Variation de la charge appliquée (séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ )



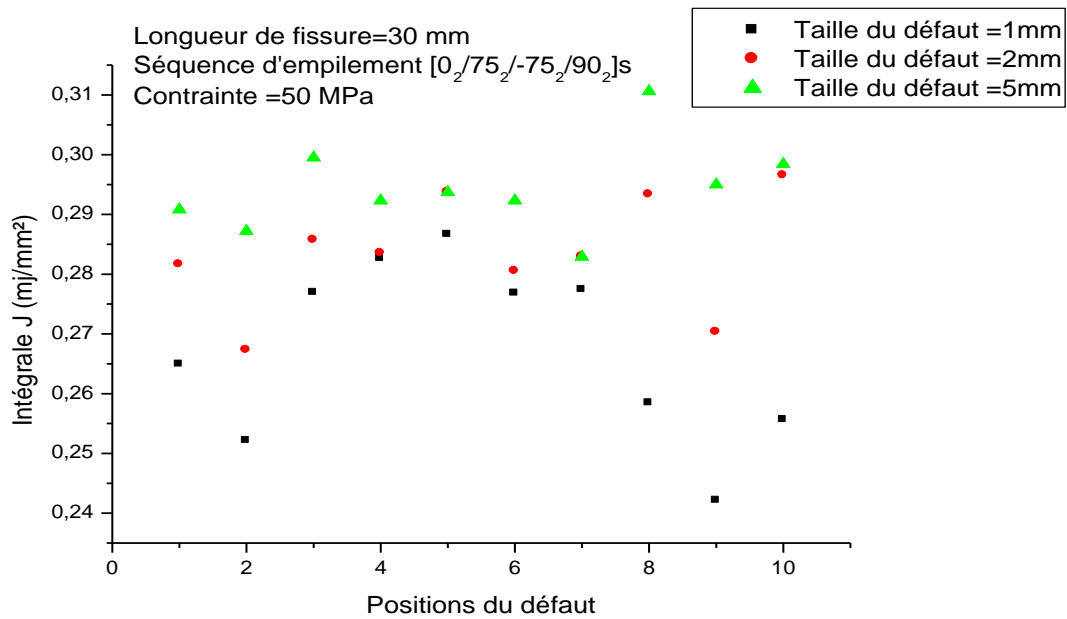
a)



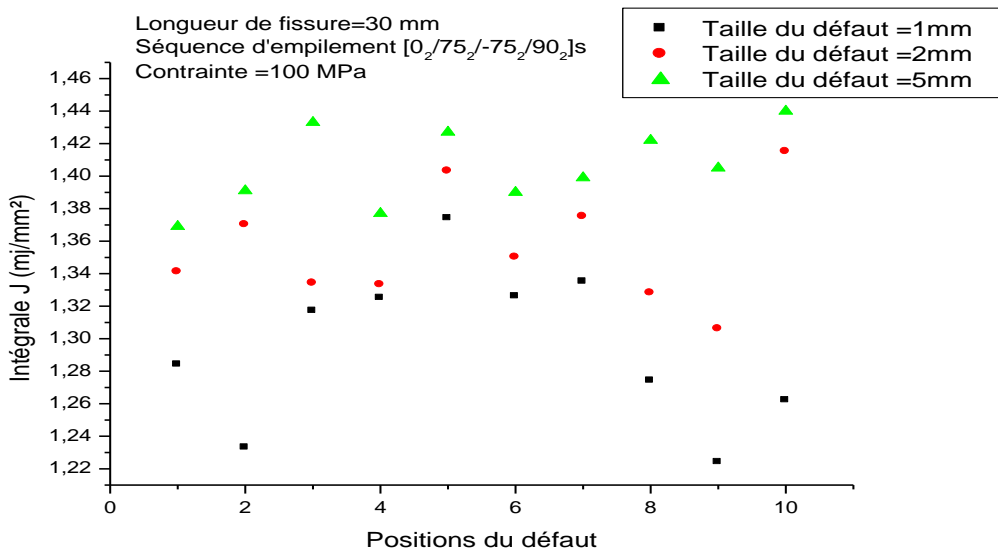
b)

Figure II.22 : Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ ): a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa.

➤ Variation de la longueur de la fissure (séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ )



a)



b)

Figure II .23 : Variation de la valeur de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour différentes tailles du défaut (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ ): a) Contrainte 50=MPa. b) Contrainte 100=MPa.

On remarque clairement que si la taille du défaut est minimale et la structure est soumise à une faible contrainte appliquée, la valeur de l'intégrale n'est pas trop affectée. Si on augmente la charge appliquée la valeur de l'intégrale-J augmente brusquement. Cette augmentation dépend aussi de la position du défaut. Plus le défaut se présente près de la fissure ou au niveau du bord libre, la valeur de l'intégrale-J augmente. La position 5 (au niveau de bord libre) présente les plus grandes valeurs de l'intégrale-J. En augmentant la longueur de la fissure, la concentration des contraintes augmentent et donc plus sont le transfert de charge vers l'adhésif qui se déforme et absorbe une grande partie de cette concentration de contrainte et transmise moins vers le patch et donc des valeurs de l'intégrale J élevées avec l'augmentation de la charge appliquée, la valeur de l'intégrale J augmente d'une façon considérable de plus si la taille du défaut est importante l'absorption des contraintes diminuées petit à petit et transmet moins de contrainte vers le patch et donc des valeurs de l'intégrale J élevées. La position 10 du défaut présente des valeurs minimales de l'intégrale-J si la longueur de la fissure est petite  $a=10\text{mm}$  (pour n'importe taille du défaut) cependant si la longueur de la fissure augmente le défaut se trouve près de la fissure et une augmentation brusque de la valeur de l'intégrale J. En modifiant la séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  les propriétés mécaniques du patch diminuent et donc les valeurs de l'intégrale-J augmentent. Cette augmentation dépend à la fissure de la charge la longueur de la fissure la position et la taille du défaut.

- **Niveaux des contraintes :**

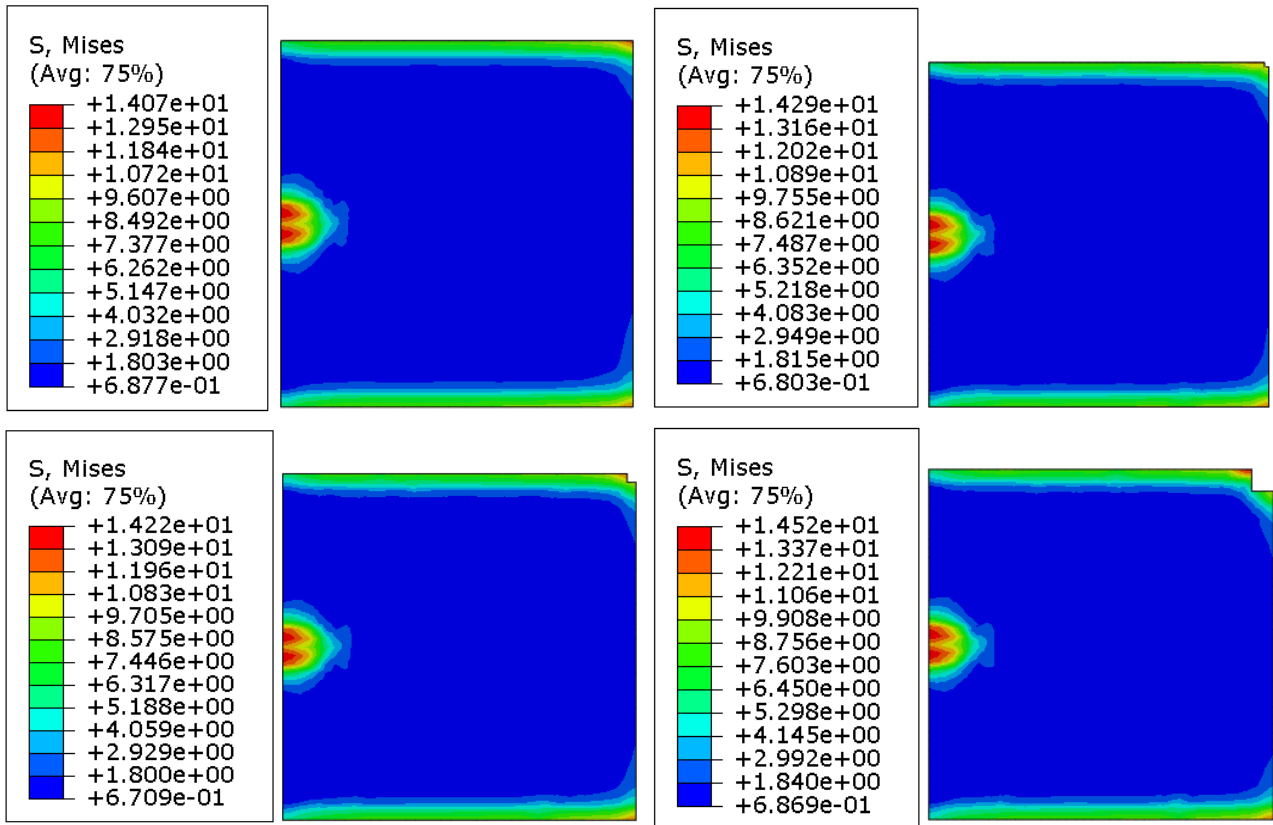
Le niveau des contraintes dans la couche d'adhésive montre clairement la répartition des contraintes maximale et minimales selon l'endroit où il y a un maximum de transfert de charge. Cette distribution des contraintes dépend de la nature de patch la séquence d'empilement et taille de la fissure dans la plaque et de la position du défaut.

- **Variation de la contrainte de Von Mises :**

Pour une longueur de fissure de 10mm dans la plaque réparée par un patch de séquence d'empilement  $[0_8]_s$  et une contrainte appliquée de 50MPa. La figure II.24 représente le niveau des contraintes de Von Mises dans la couche adhésive pour une position de défaut au niveau du bord libre de l'adhésive, on remarque clairement que la valeur de la contrainte de Von Mises augmente légèrement avec l'augmentation de la taille du défaut. Pour cette longueur de fissure  $a=10\text{mm}$  qui est minimale par rapport à la largeur de la plaque et du patch, les valeurs de la contrainte de Von Mises sont un peu faible et qui

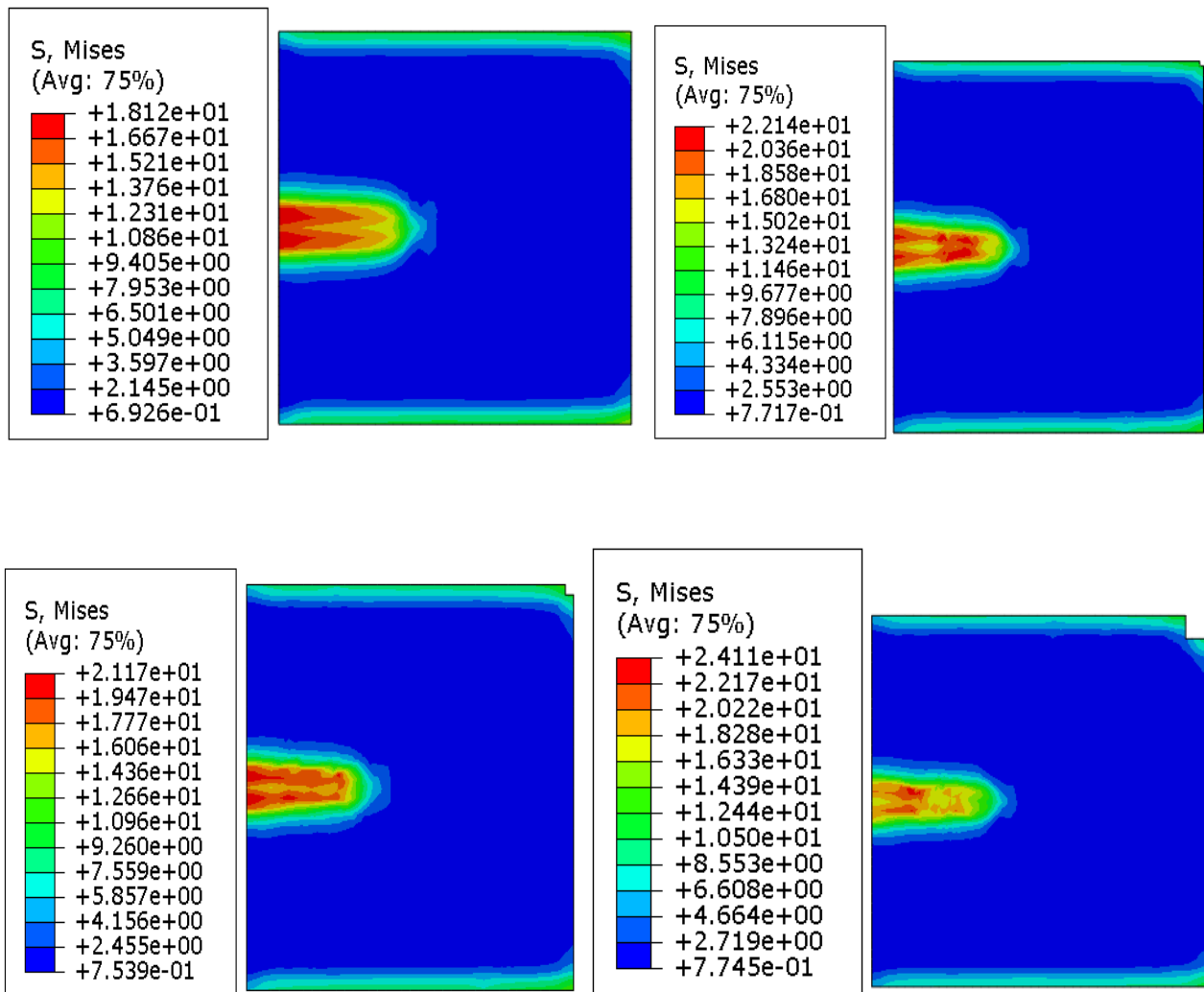


ne dépasse pas la limite élastique de l'adhésive qui est de 13MPa pour une contrainte appliquée de 50MPa. Les contraintes de Von Mises sont localisées au niveau de la fissure et au niveau du défaut si sa taille est importante. En présence du défaut la valeur de la contrainte de Von Mises augmente de 1.3% et si la taille du défaut augmente (5mm) cette augmentation devient 2.9%.



**Figure II.24 :** Niveau de la contrainte de Von Mises dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

Cependant, si la longueur de la fissure augmente  $a=30\text{mm}$  (Figure II.25), la valeur de la contrainte de Von Mises augmente considérablement et dépasse la limite élastique même pour une taille minimale du défaut. Juste si la taille de la fissure augmente, la valeur de la contrainte de Von Mises augmente de 22.24%, et en présence d'un défaut de taille minimale, la valeur de la contrainte de Von Mises augmente encore de 18.15%, et pour une taille de défaut de 5mm la valeur de la contrainte de Von Mises augmente de 27.28% qui atteint presque la contrainte maximale de la couche d'adhésive.

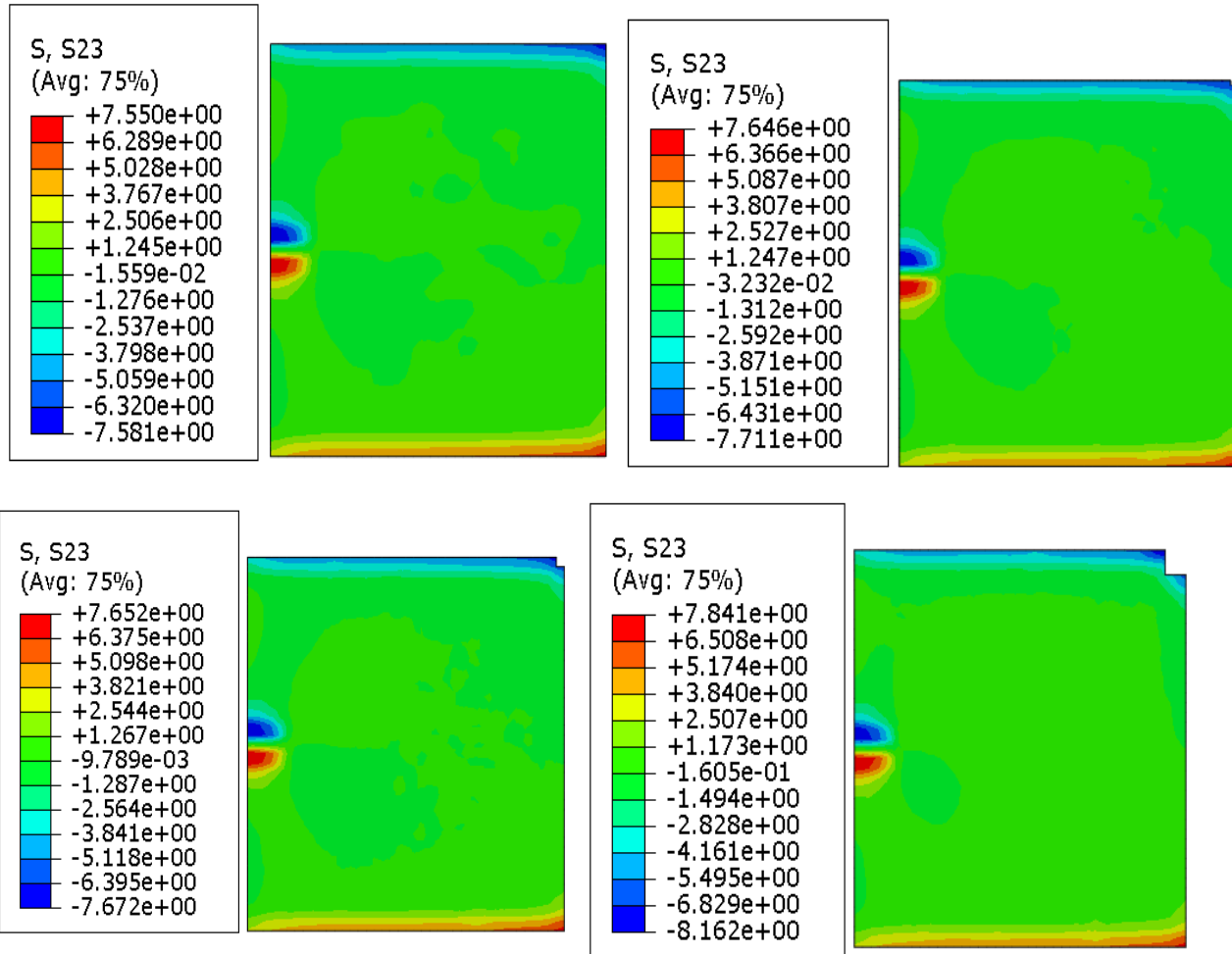


**Figure II.25 :** Niveau de la contrainte de Von Mises dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

➤ **Variation de la contrainte de cisaillement :**

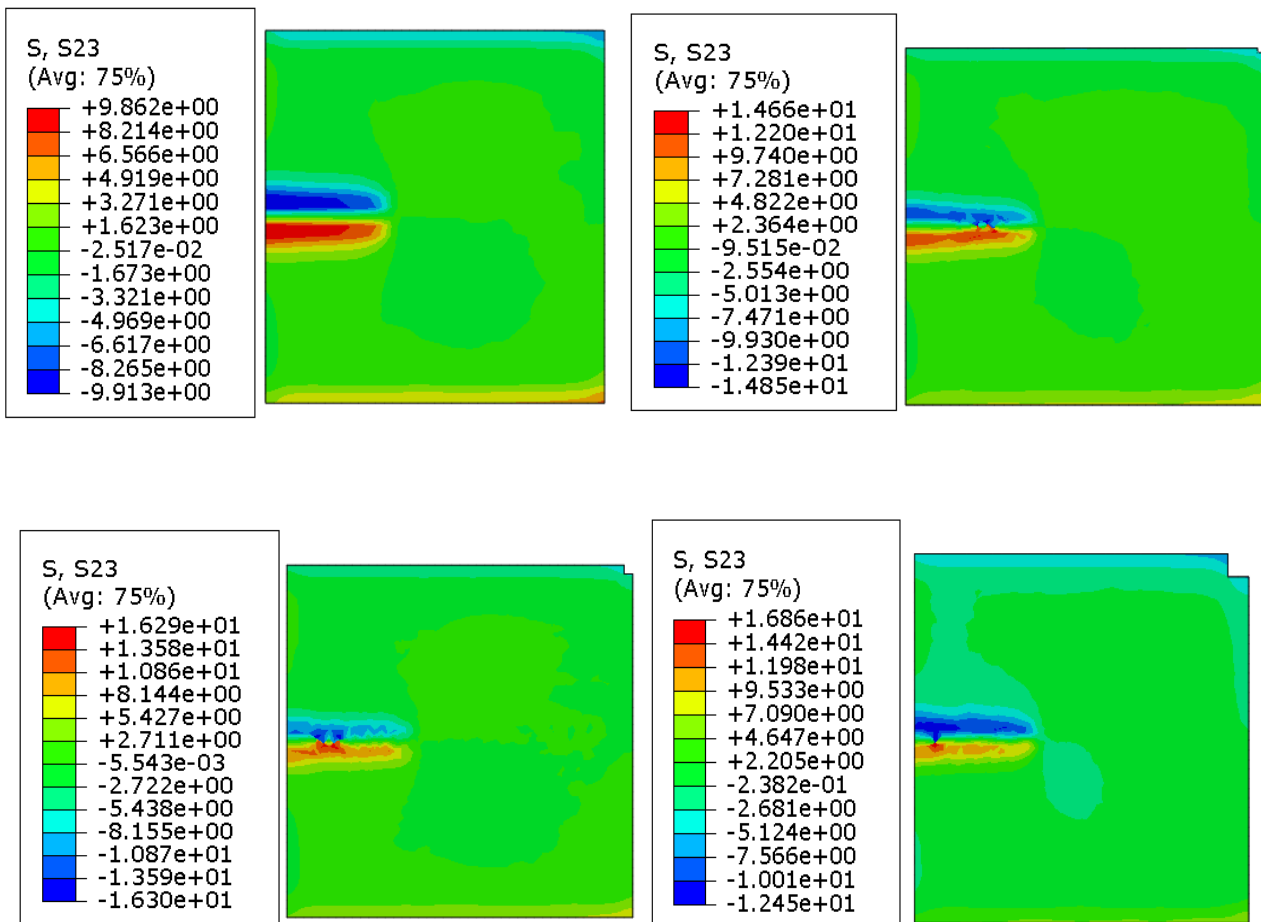
La figure II.26 représente le niveau de contrainte de cisaillement dans la couche adhésive pour une position de défaut au niveau du bord libre de l'adhésive, on remarque clairement que la valeur de la contrainte de cisaillement augmente légèrement avec l'augmentation de la taille du défaut. En présence du défaut la contrainte de cisaillement augmente de 19% cependant si la taille du défaut augmente de 4mm la contrainte de cisaillement augmente de 21.30%.

Les contraintes de cisaillement sont symétriques de part et d'autre de la fissure, et elles se concentrent au niveau de la fissure et le bord libre de la couche d'adhésive.



**Figure II.26 :** Niveau de la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

Si la longueur de la fissure augmente ( $a=30\text{mm}$ ), la valeur de la contrainte de cisaillement augmente brusquement (de 37% par rapport à la présence d'une fissure de 5mm), et varie selon la taille du défaut de collage. En présence d'un défaut de taille minimale la valeur de la contrainte de cisaillement augmente de 33%. Si la taille du défaut est de 5mm la contrainte de cisaillement augmente de 41.51%.



**Figure II.27 :** Niveau de la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive pour une position du défaut au niveau du bord libre. (Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

### II.4.3.3 Effet de la forme de défaut de colle :

La forme du défaut n'est pas obligatoirement fixe, elle peut prendre différentes formes, à cet effet on a vu essentielle d'analyser le comportement de la structure endommagée en fonction des différentes forme du défaut (Figure II.28.a) pour les différentes postions proposées précédemment (Figure II.28.b).

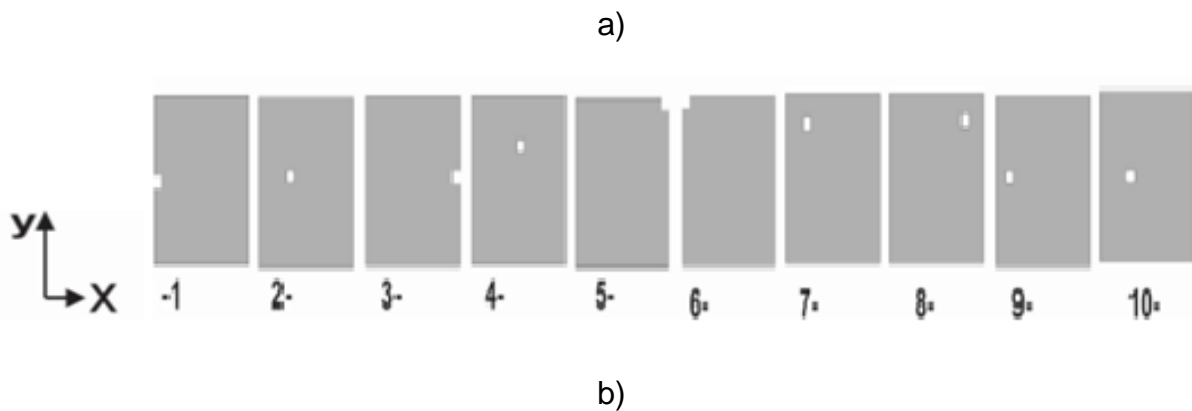
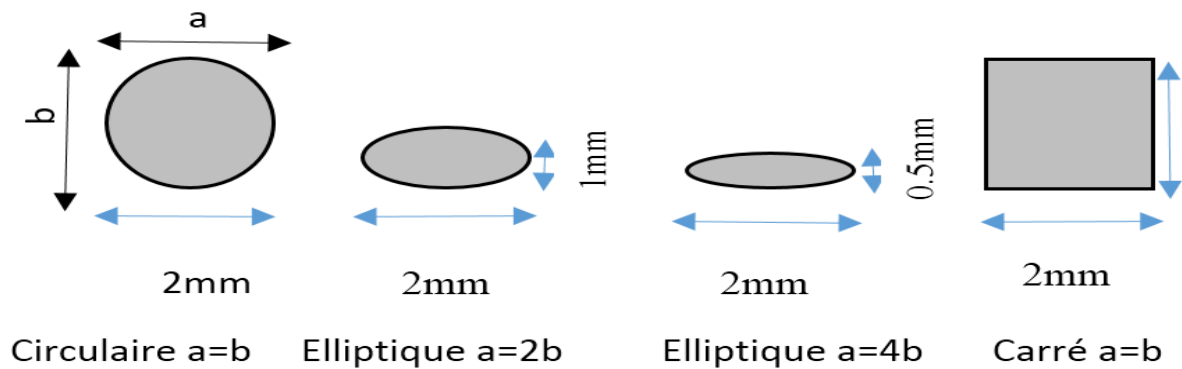


Figure II.28 : a) Différentes forme du défaut. b) Positions du défaut dans la couche d'adhésive.

• **Variation de la valeur de l'intégrale-J :**

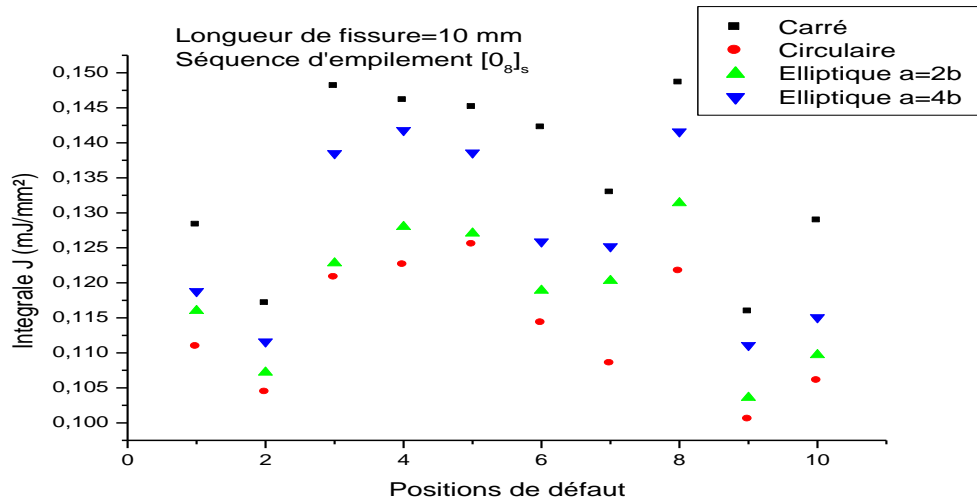
La figure II.29 représente la variation de l'intégrale-J en fonction du position du défaut pour quatre formes du défaut, deux longueurs de la fissure ont été mises en évidence ainsi que deux séquences d'empilement pour le patch composite.

Pour ce cas d'étude, le type de maillage choisis est le même que dans les parties précédentes sauf que le nombre d'éléments change en fonction de la forme du défaut dans la couche adhésive, comme le montre le tableau II.12.

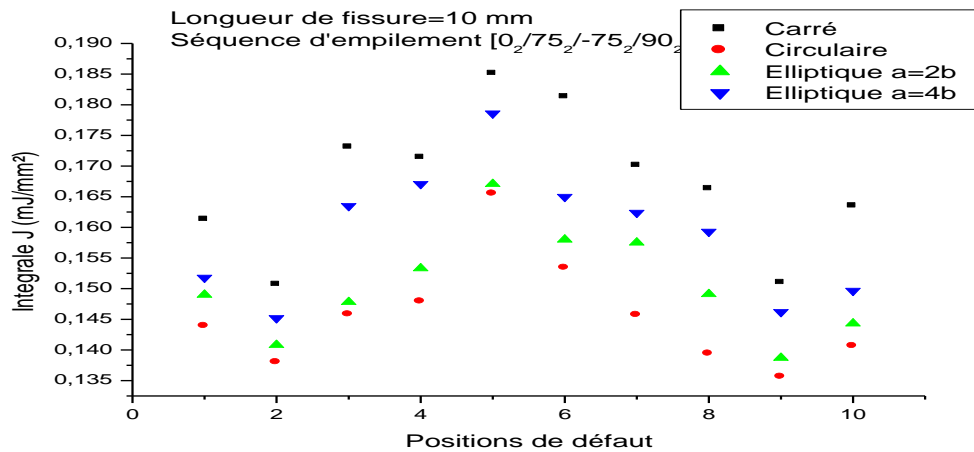
Forme du défaut	Nombre des éléments
Carré	1993
Circulaire	1912
Elliptique (2-1)	2131
Elliptique (2-0.5)	2167

Tableau II.12: Nombre d'éléments de maillage pour les différentes formes du défaut.

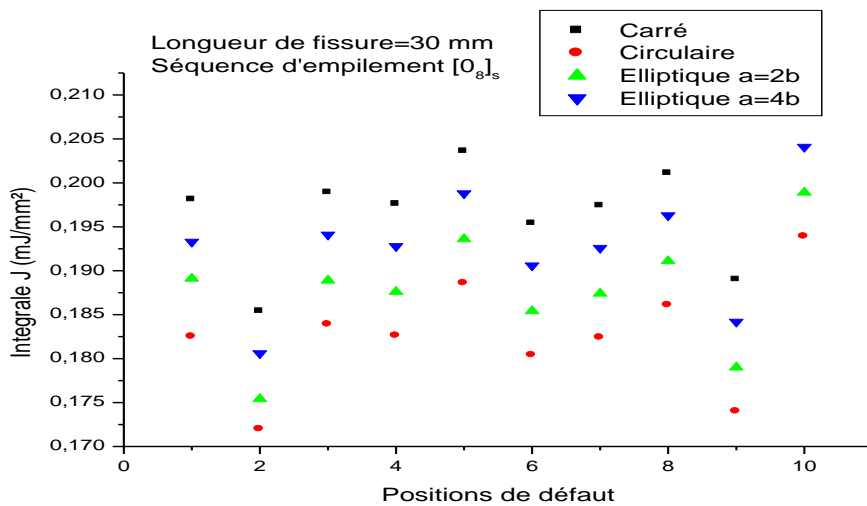
## CHAPITRE II | Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage



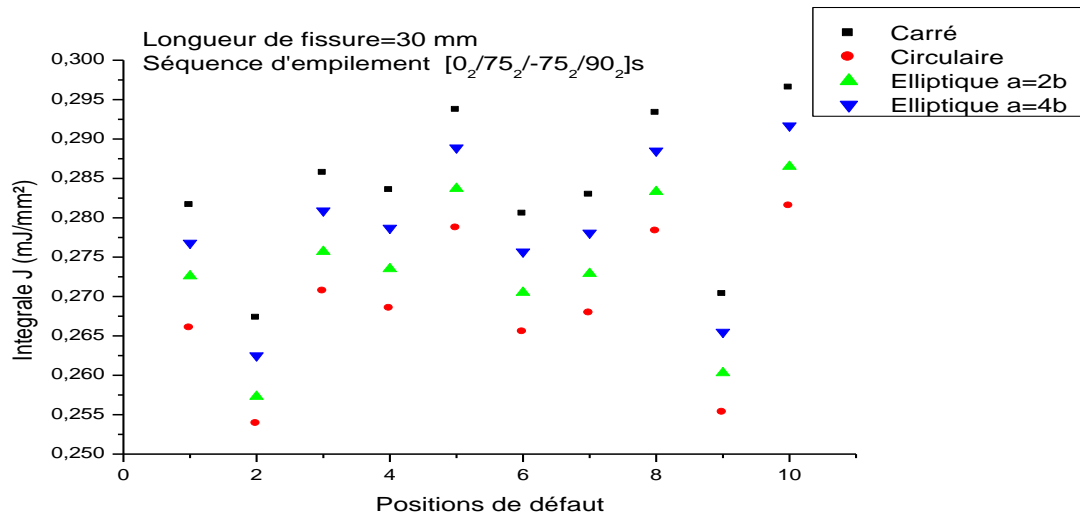
a)



b)



c)



d)

**Figure II.29 :** Variation de l'intégrale-J en fonction des positions du défaut pour quatre formes du défaut, a) Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ b) Longueur de la fissure 10mm, séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ c) Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement  $[0_8]_s$ d) Longueur de la fissure 30mm, séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ .

On remarque clairement que la forme du défaut est un facteur influençant sur de la valeur de l'intégrale J. entre la forme circulaire et carré du défaut, la valeur de l'intégrale-J varie considérablement. La forme carrée du défaut présente les valeurs les plus élevées vu qu'elle présente quatre arrêtes et donc quatre zone de concentrateur de contrainte.

Si la longueur de la fissure augmente, les valeurs de l'intégrale-J augmentent brusquement et ce quelques soit la positions du défaut ainsi que sa forme.

Quelques soit la taille de la fissure et la position du défaut, la forme circulaire du défaut présente les plus faibles valeurs de l'intégrale-J.

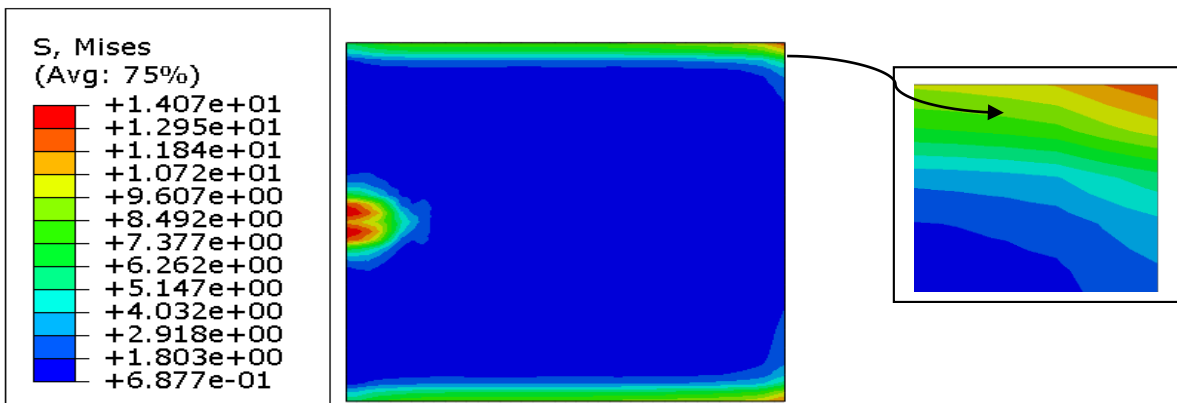
Le patch qui présente des propriétés mécaniques les plus élevées et dont sa séquence d'empilement est  $[0_8]_s$ , absorbe mieux les contraintes et donc des valeurs d'intégrale J plus faible que pour le cas d'une réparation par patch avec une séquence  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ . le taux d'augmentation de la valeur de l'intégrale-J entre les différentes formes dépend fortement de la position du défaut ainsi que de la longueur de la fissure et la séquence d'empilement du patch composite.

- **Niveau des contraintes :**

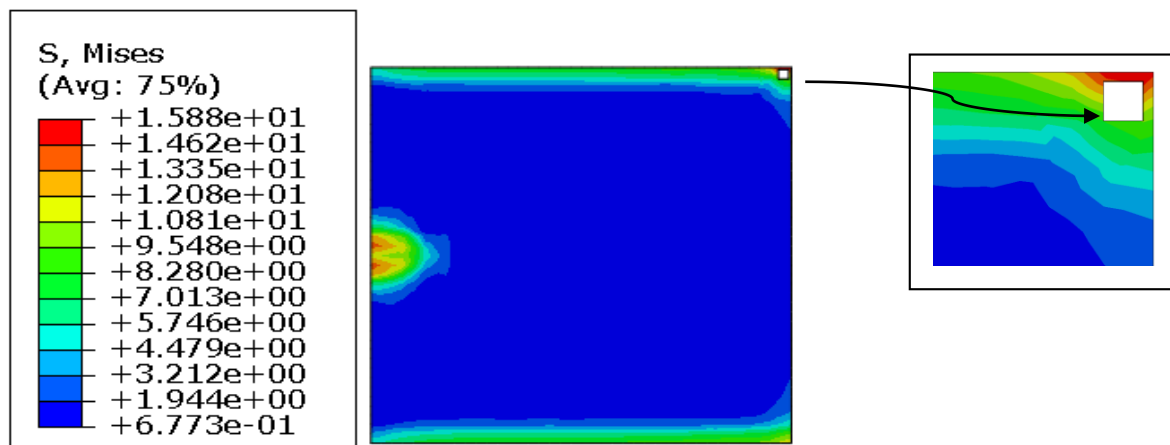
- **Variation de la contrainte de Von Mises :**

Pour analyser l'effet de la forme du défaut de collage sur la variation des contraintes de Von Mises. Les figures II.30 et II. 31 présentent le niveau de contrainte dans la couche d'adhésive pour deux longueurs de la fissure  $a=10$  et  $30\text{mm}$ . On considère une réparation par patch avec une séquence d'empilement  $[0_8]_s$  soumise à une contrainte de  $50\text{MPa}$ .

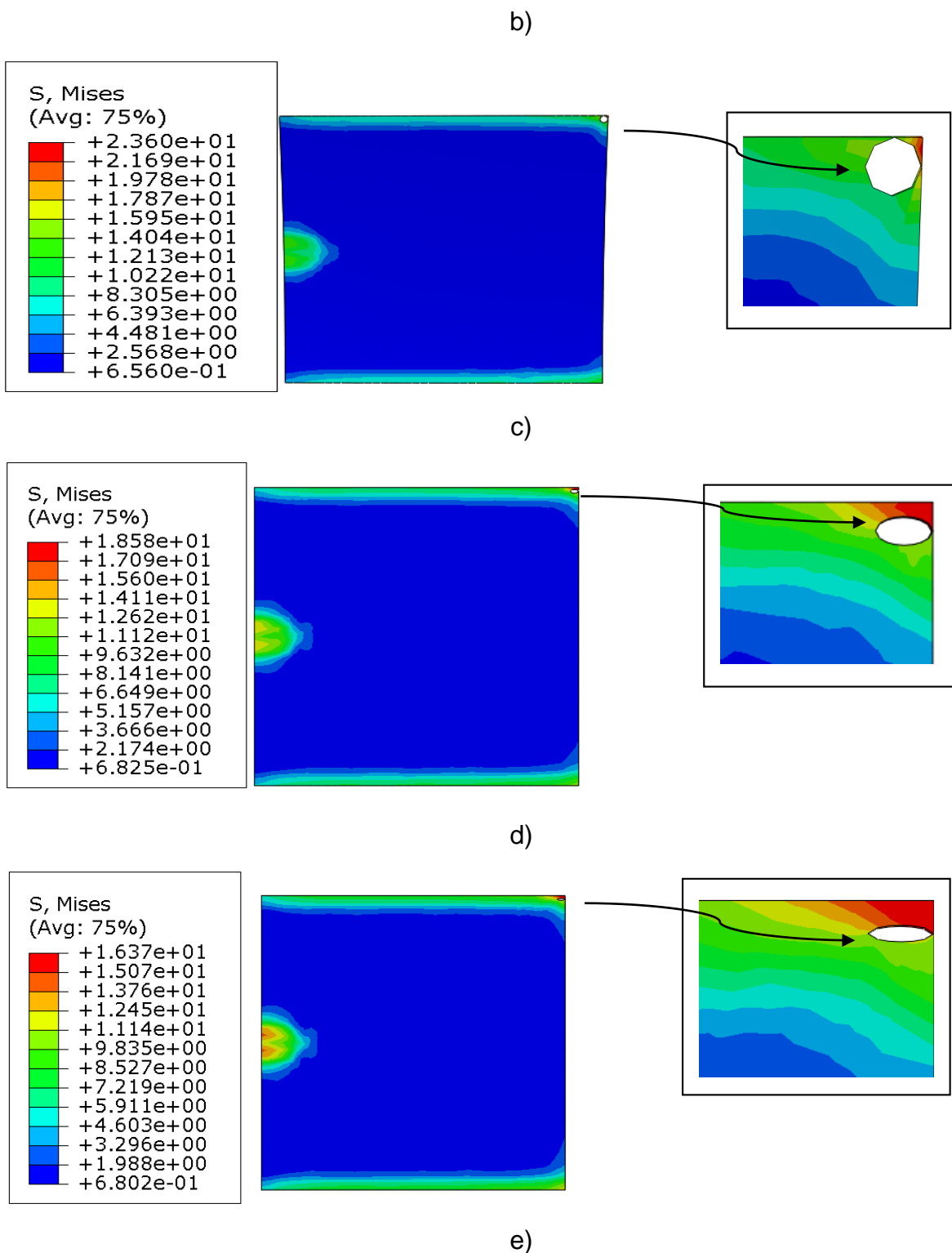
On remarque clairement que les contraintes sont concentrées au niveau de la fissure et les bords libres de l'adhésive. La valeur de la contrainte varie selon la forme du défaut. En présence du défaut de forme carré la valeur de la contrainte augmente de 1% et pour une forme circulaire 40.38%, cependant, pour la forme elliptique du défaut, l'augmentation de la contrainte de Von Mises varie entre 14.07 et 24.27% selon le rapport des axes du défaut. Pour toutes les formes du défaut et pour cette position au niveau du bord libre, le cœur de l'adhésif reste pratiquement inactive avec des valeurs faibles de la contrainte de Von Mises sauf au voisinage de la fissure.



a)



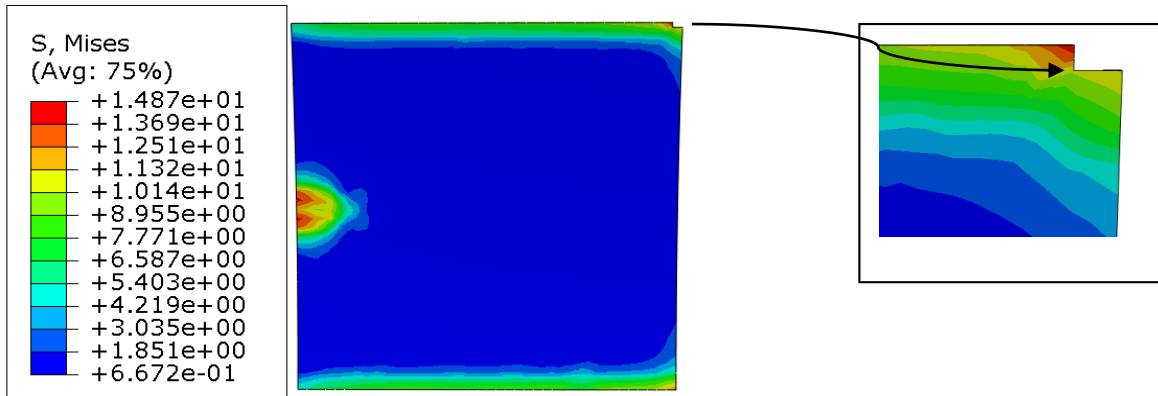




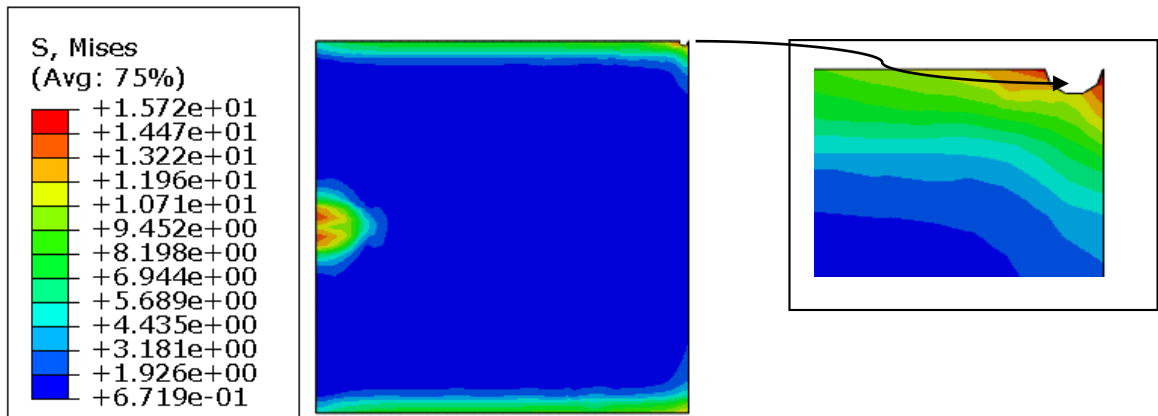
**Figure II.30** : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive

a) sans présence de défaut, et en présence d'un défaut au voisinage du bords libre b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique  $a=2b$ , e) défaut elliptique  $a=4b$  (positon 5 du défaut,  $\sigma = 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

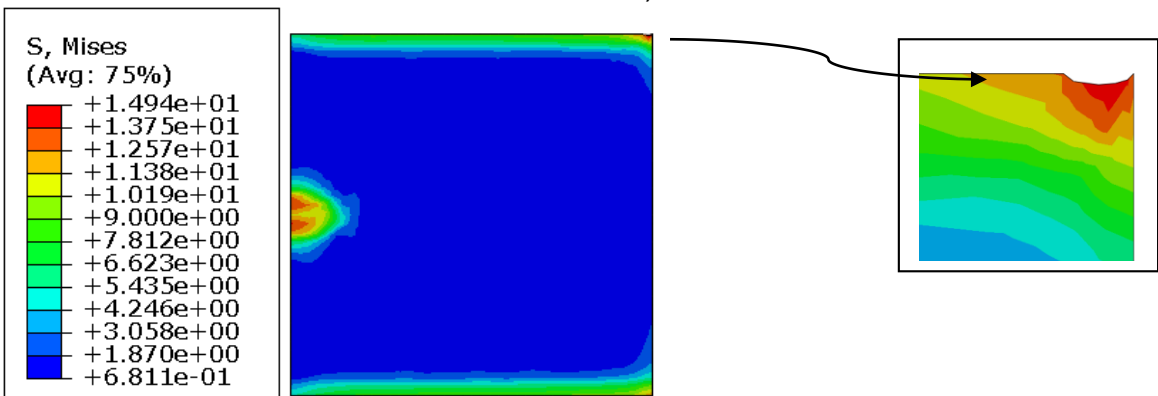
Cependant, quand le défaut se trouve juste au niveau du bord libre, sa surface sera divisé en deux (figure II.31), les valeurs de la contrainte de Von Mises changent légèrement par rapport à celles trouvés dans le cas précédent. Où le défaut se trouve au voisinage du bord libre, cette concentration de contrainte sera d'autant élevée si la taille du défaut est importante.



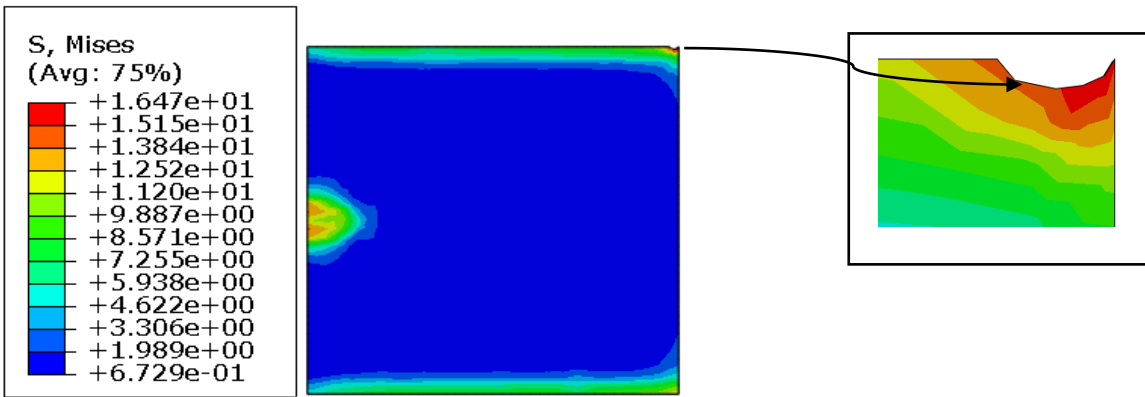
a)



b)



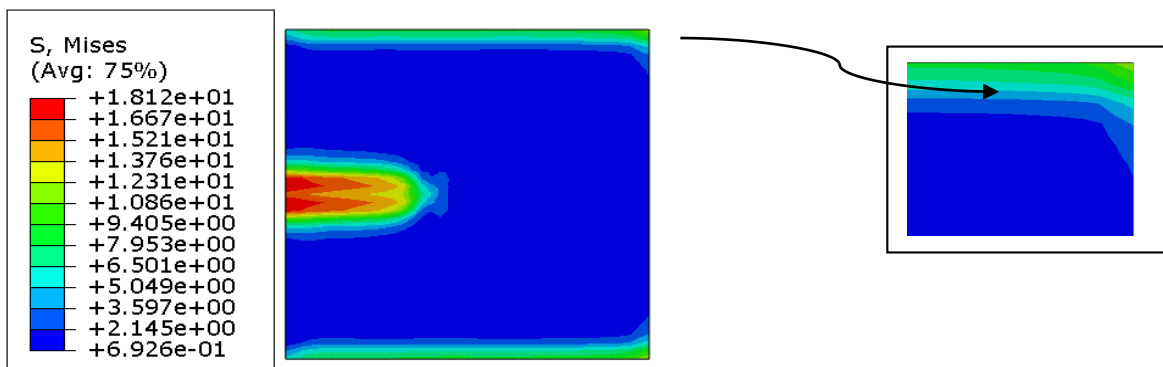
c)



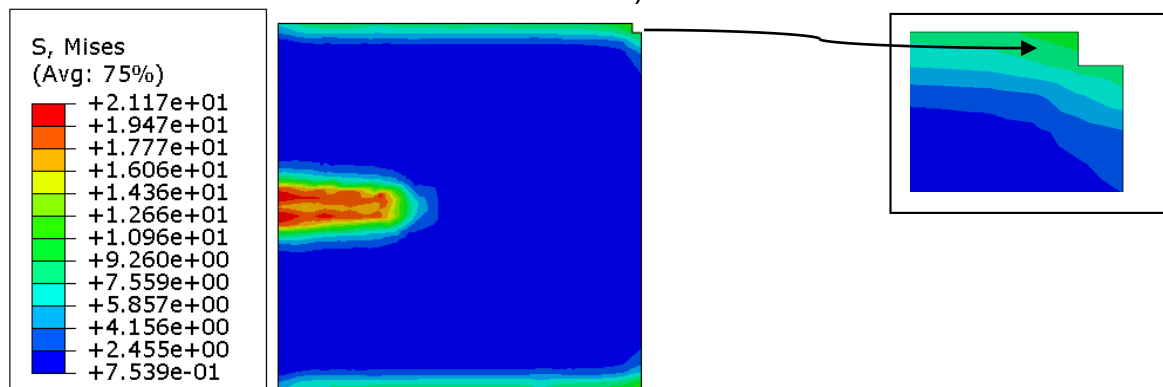
d)

**Figure II.31** : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive en présence d'un défaut au niveau du bord libre a) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique  $a=2b$ , e) défaut elliptique  $a=4b$  (position 5 du défaut,  $\sigma = 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

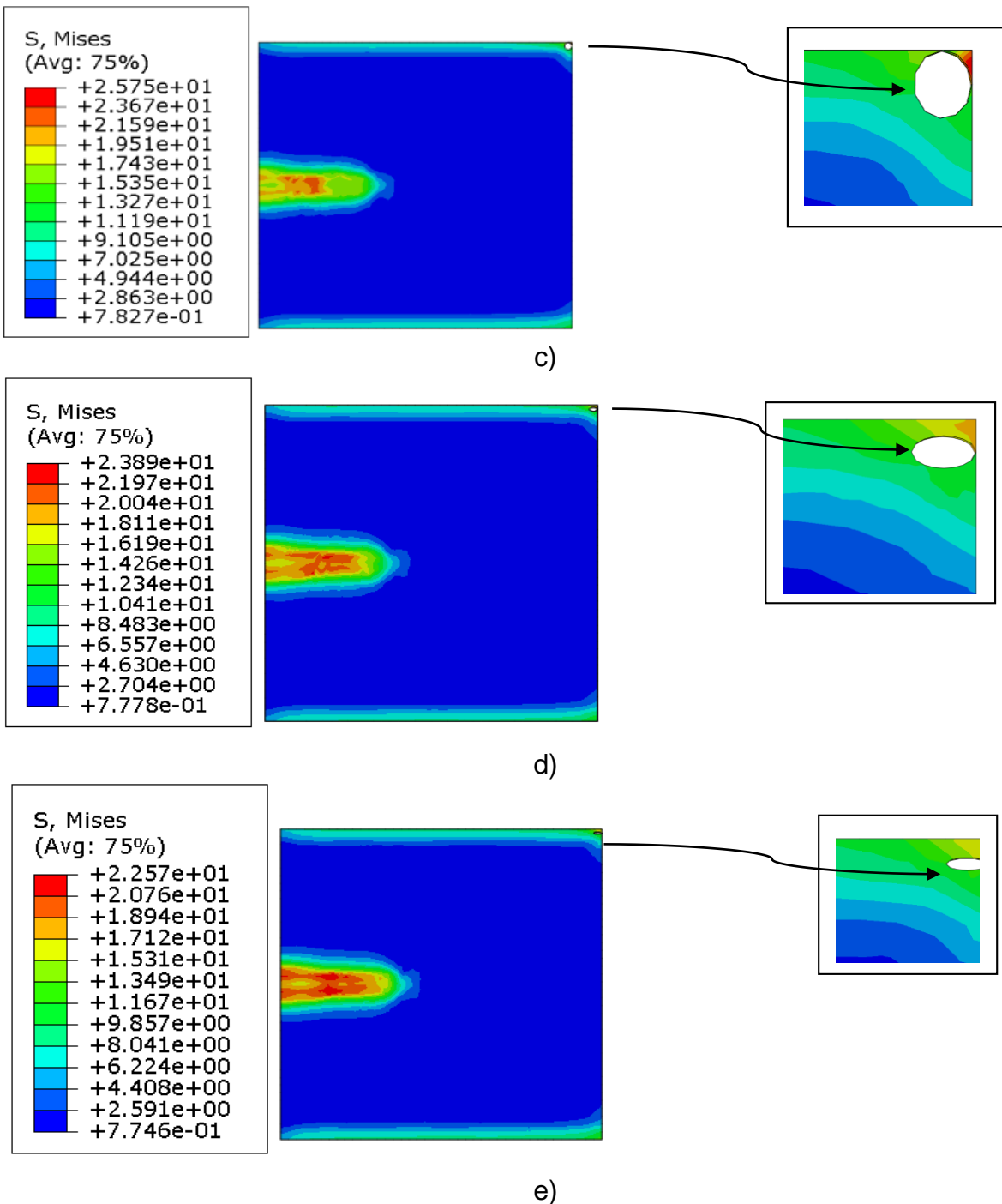
Pour une longueur de fissure importante égale à 30mm (figure II.32), la valeur de la contrainte de Von Mises augmente considérablement pour dépasser largement la valeur de la contrainte limite élastique de l'adhésive et varie selon la forme du défaut. Les contraintes sont concentrées au niveau de la fissure et le bord libre ou se situe le défaut. L'intensité de la contrainte de Von mises a diminué au niveau du défaut vu la présence d'une zone importante active au niveau de la fissure



a)



b)

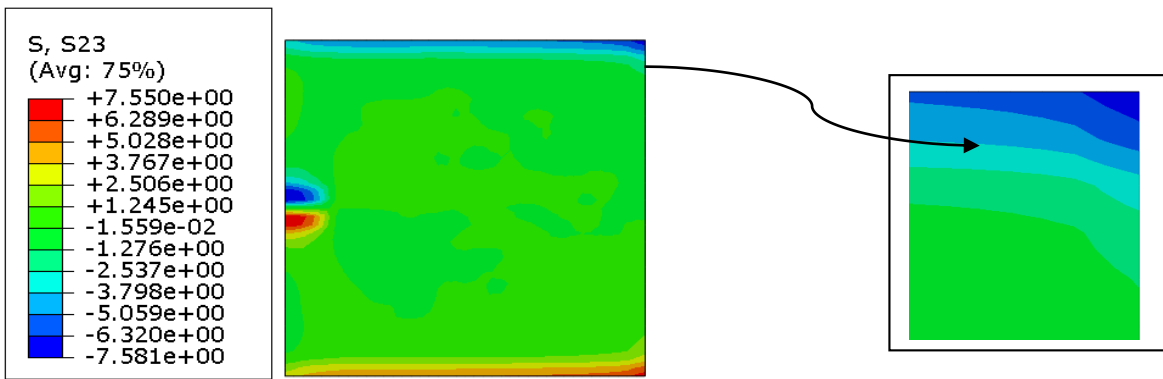


**Figure II.32** : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive pour une contrainte appliquée de 50MPa, une fissure de 30mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_3]_s$ .

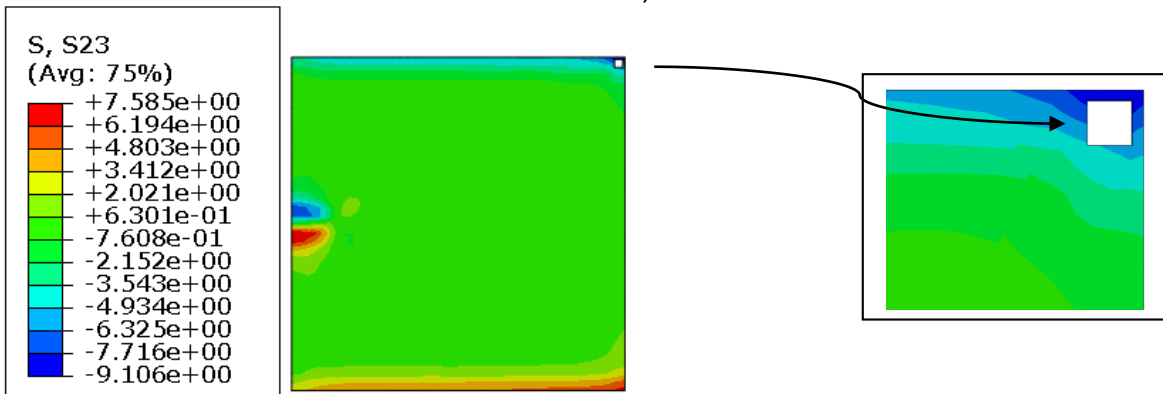
a) sans présence de défaut, b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique  $a=2b$ , e) défaut elliptique  $a=4b$  (position 5 du défaut).

➤ **Variation de la contrainte de cisaillement :**

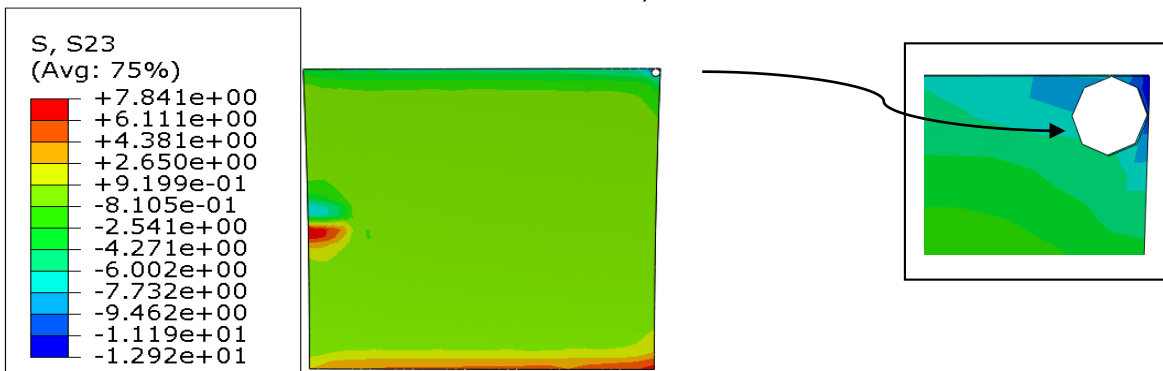
De même on a présenté dans la figure II.33 le niveau des contraintes de cisaillement  $T_{23}$  dans la couche adhésive pour deux longueurs de la fissure on remarque clairement que les contraintes sont concentrées au niveau de la fissure et le bord libre de l'adhésive. La valeur de la contrainte de cisaillement varie selon la forme du défaut, les plus grande valeurs sont celles qui correspondent à une forme de défaut elliptique de rapport  $a/b=4$ . Pour cette longueur de fissure, la différence de valeur de la contrainte de cisaillement est légère entre les différentes formes du défaut. Pour une forme du défaut carré l'augmentation de la contrainte varie de 1.3% et varie de 0.7% pour la forme elliptique du défaut.



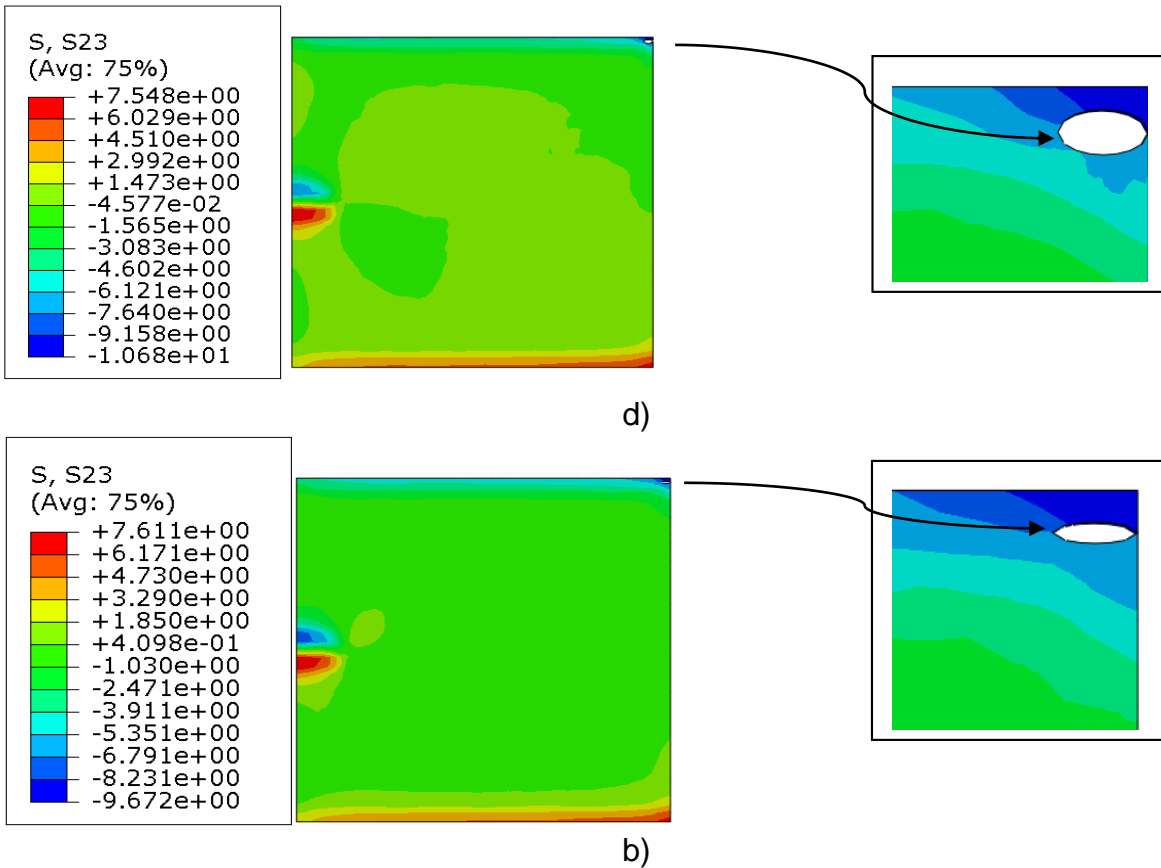
a)



b)



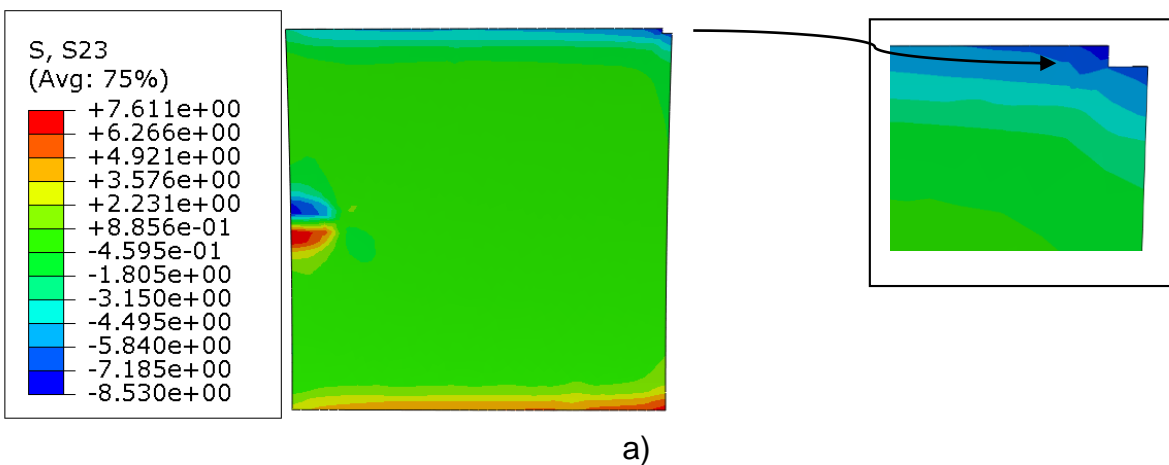
c)

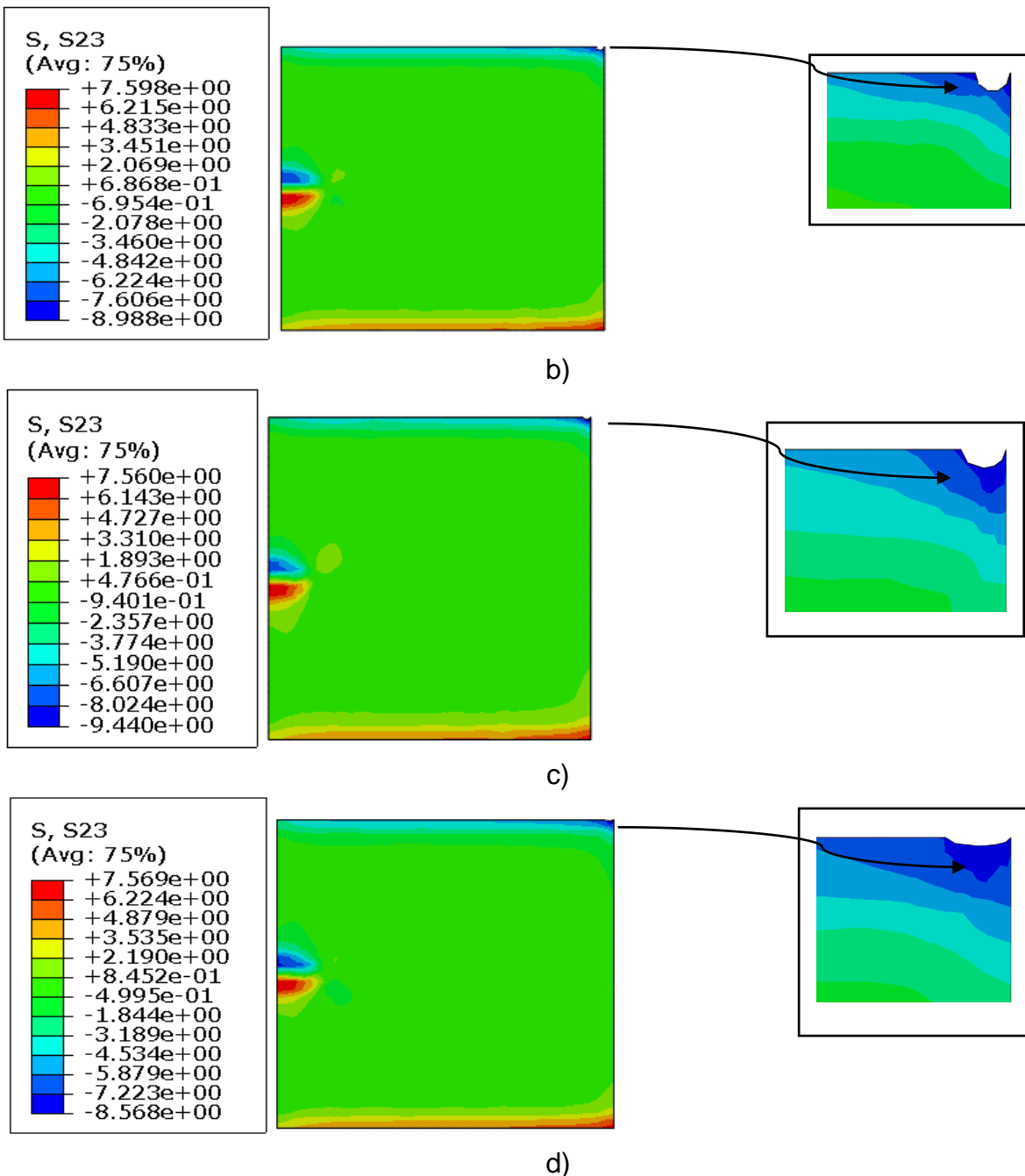


**Figure II.33** : Niveau des contraintes de Von Mises dans la couche d'adhésive

a) sans présence de défaut, et en présence d'un défaut au voisinage du bords libre b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique  $a=2b$ , e) défaut elliptique  $a=4b$  (positon 5 du défaut,  $\sigma = 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

De meme si le defaut se trouve au niveau du bords libre, la valeur de la contrainte varie legerement par rapport au cas d'un defaut qui se trouve au voisinage du bords libren cette variation depends de la taille du et de la forme du defaut (figure II.34).



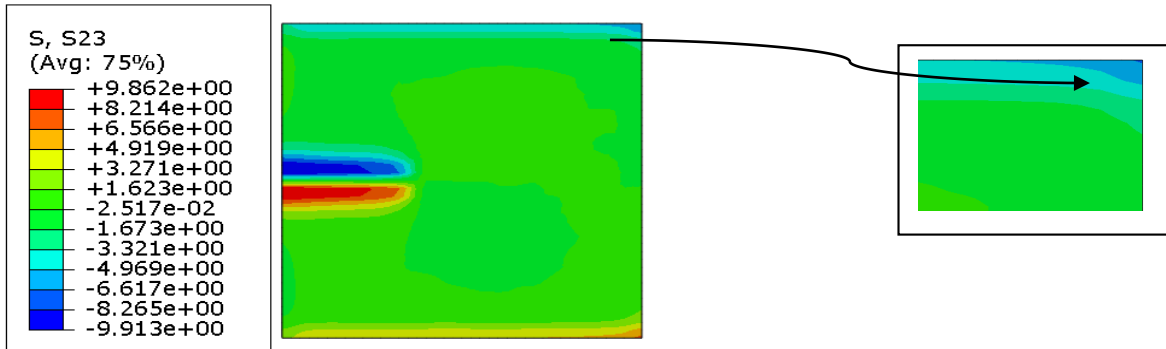


**Figure II.34** : Niveau des contraintes de cisaillement dans la couche d'adhésive en présence d'un défaut au niveau du bord libre a) défaut carré b) défaut cercle, c) défaut elliptique  $a=2b$ , d) défaut elliptique  $a=4b$  (position 5 du défaut,  $\sigma = 50\text{MPa}$ , une fissure de 10mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_8]_s$ ).

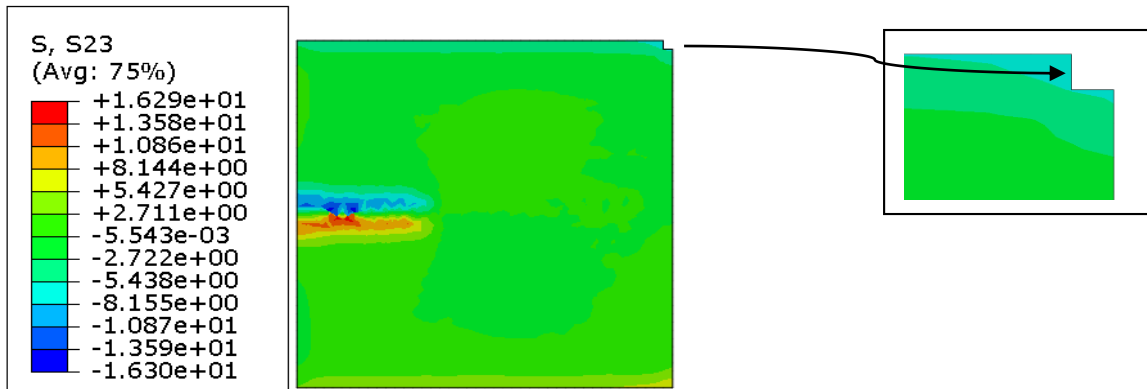
En augmentant la longueur de la fissure, le champ de concentration de contrainte de cisaillement augmente et une grande partie de l'adhésive devient active, la valeur de la contrainte augmente considérablement pour atteindre presque le double de la valeur de la contrainte pour le cas d'une présence d'une fissure de 10mm. Le pourcentage

## CHAPITRE II | Comportement en rupture d'une plaque endommagée et réparée par patch en présence de défauts de collage

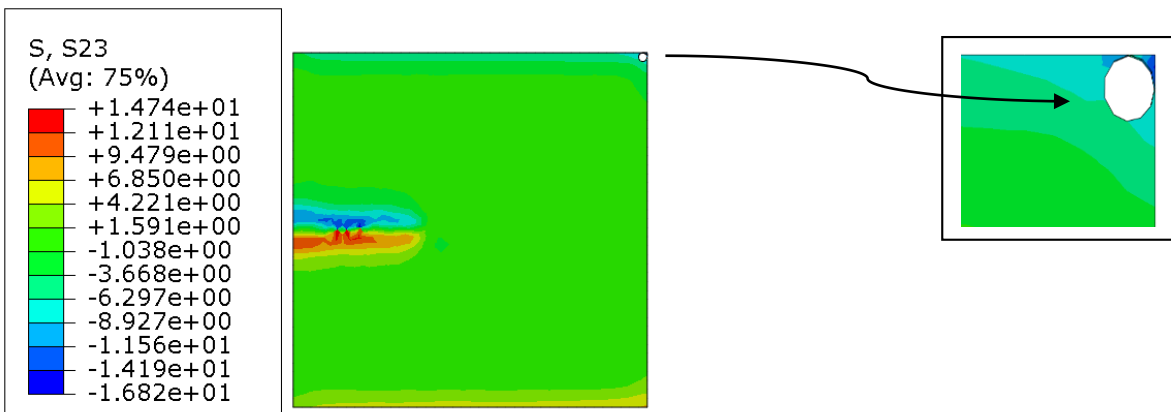
d'augmentation de la valeur de la contrainte de cisailement atteint 39.47% pour la forme carré du défaut et varie de 32.40% à 36.22% pour la forme elliptique du défaut selon le rapport des axes et 33.10% pour une forme circulaire du défaut.



a)

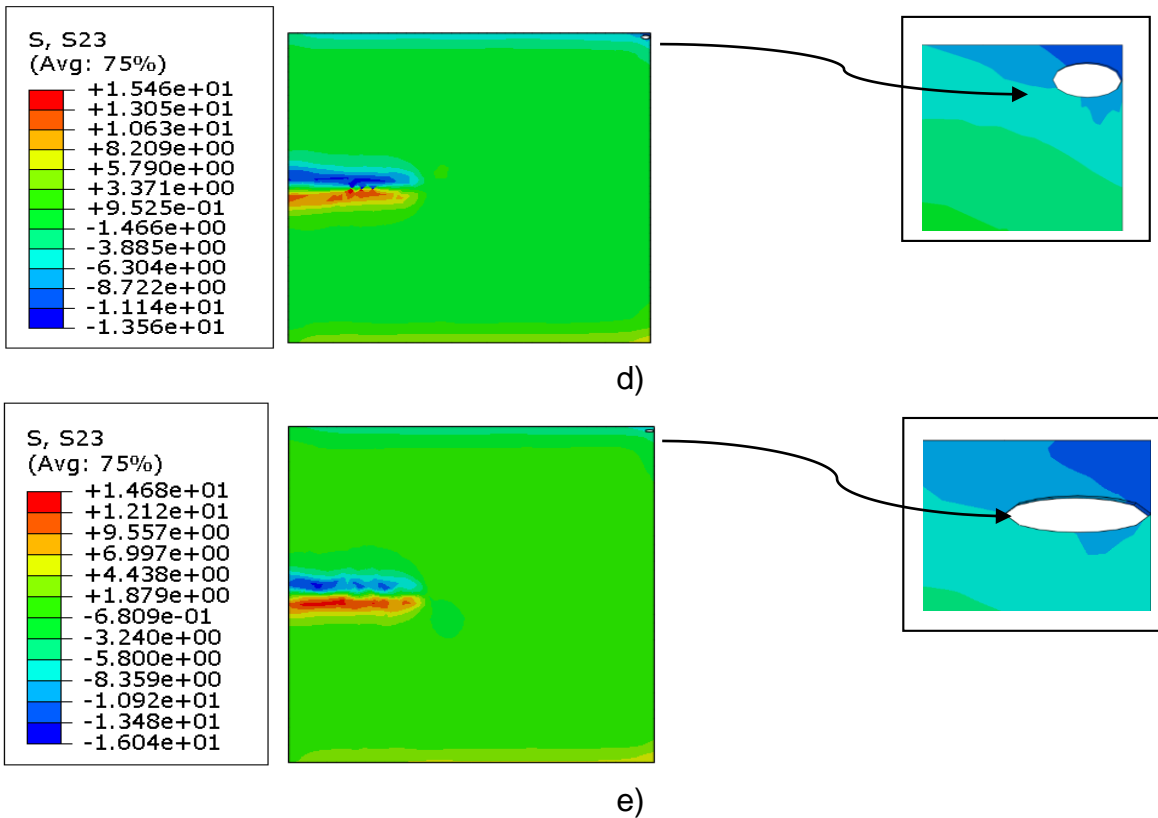


b)



c)





**Figure II.35** : Niveau des contraintes de cisaillement dans la couche d'adhésive pour une contrainte appliquée de 50MPa, une fissure de 30mm réparée par patch de séquence d'empilement  $[0_a]_s$ .

a) sans présence de défaut, b) défaut carré c) défaut cercle, d) défaut elliptique  $a=2b$ , e) défaut elliptique  $a=4b$  (position 5 du défaut).

## **II.5 Conclusion**

L'analyse des résultats nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- Les résultats obtenus de l'analyse des effets de maillage montre que :
  - Le maillage quadratique tétraèdres résulte une contrainte maximale pour le structurelle une contrainte minimale.
  - Le nombre de nœuds dans le maillage a un effet sur les contraintes
  - Il faut raffiner au front de fissure pour avoir les valeurs précises des contraintes et Intégrale J.
- Le patch composite réduit considérablement le l'intégrale-J et les contraintes dans les différents substrats.
- La séquence d'empilement joue un rôle décisif dans la réduction des contraintes l'intégrale-J et de cisaillement dans l'adhésif et le pelage dans le patch.
- La présence de défaut affecte significativement la valeur du l'intégrale-J et les contraintes dans les deux substrats.
- La présence du défaut de collage affecte considérablement la contrainte de cisaillement dans l'adhésif essentiellement si le défaut est proche de la fissure ou sur les bords libres de l'adhésif.
- Le taux de transfert de charge augmente lorsque les contraintes sont élevées au niveau de la plaque et de l'adhésif.
- La présence du défaut à proximité d'une fissure de longueur considérable affecte considérablement les contraintes dans l'adhésif et l'intégrale-J dans la plaque.
- Si la longueur de la fissure est minimale, la position du défaut a peu d'influence sur la valeur de l'intégrale J.
- La taille du défaut affecté significativement la valeur de la contrainte de cisaillement dans la couche adhésive et pour conséquent sur le transfert de la charge, plus la taille est importante la valeur de l'intégrale J augmente.
- La forme du défaut affecté aussi la valeur de l'intégrale J et les contraintes dans le patch et la colle.
- La forme carré du défaut est plus dangereux puisque les valeurs de l'intégrale J sont les plus élevées.

## II.6 Référence

- [1] Baker AA. Introduction and Overview. In: Baker AA, Rose LRF, Jones R, editors. Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure, Amsterdam: Elsevier; 2002, p. 1–18
- [2] Rezgani L. (2016), Influence of water ingress onto the crack propagation rate in an **A2024-T3** plate repaired by a carbon/epoxy patch. Aerospace Science and Technology.
- [3] Rezgani L. (2017), Hygrothermal ageing effect of ADEKIT A140 adhesive on the J-integral of a plate repaired by composite patch. Journal of Adhesion Science and Technology.
- [4] Fekih S M. (2007), Optimization of geometric parameters and mechanical characteristics of patches in composites for the repair of cracked structures. University of SBA-UDL.
- [5] Wu ZJ, Romeijn A, Wardenier J. (1997), Stress expressions of single-lap adhesive joints of dissimilar adherends. Compos Struct ;38:273.
- [6] Kilic B, Madenci E, Ambur DR. (2006), Influence of adhesive spew in bonded single-lap joints. EngFractMech ;73:1472–90.
- [7] Elhannani.M., (2016) Numerical analysis of the effect of the presence, number and shape of bonding defect on the shear stresses distribution in an adhesive layer for the single-lap bonded joint; Part1 Aerospace Science and Technology.
- [8] Aicha Benchiha and K Madani, (2015), Influence of the presence of defects on the stresses shear distribution in the adhesive layer for the single-lap bonded joint. Structural Engineering and Mechanics, An Int'l Journal Vol. 53 No. 5
- [9] Heidarpour .F Experimental investigation of the effects of adhesive defects on the single lap joint strength International Journal of Adhesion and Adhesives,
- [10] Falzon B. G., "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperial College of London, TP-155, 2006.
- [11] Madani, K., Touzain, S., Feaugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. Computational Materials Science, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016 /j.commat.2009.12.005.
- [12] : AXON technologies « ADEKIT A 140 / ADEKIT H 9940 ». Adhésifépoxy structural / hautes PE performances.
- [13]: <http://www.futura-sciences.com/magazines/matiere/infos/dico/d/chimie-epoxyde-2879/>
- [14] : menail.y, thèse de doctorat sur analyse de l'effet du vieillissement à l'air dans l'eau douce et dans l'eau salée, sur la tenue en fatigue de composites à matrice organique, renforcée par des fibres de verre, ubmanaba 2009.
- [15] : chung, d.d.l., carbon fiber composites. 1994: butterworth-heinemann.
- [16] : maurice. h, technologie des composites mauricereynehermes 1998.
- [17] : berthelotj.m., matériaux composites - comportement mécanique et analyse des structures, ed. tec& doc, lavoisier, paris, 1996.
- [18] : congrès rfis, juin 2005, sur les matériaux composites dans l'industrie des sports et loisirs.
- [19] : berthelotj.m., matériaux composites - comportement mécanique et analyse des structures, ed. tec& doc, lavoisier, paris, 2005.
- [20] : berthelotj.m., matériaux composites - comportement mécanique et analyse des structures, ed. tec& doc, lavoisier, paris, 1996.
- [21] ABAQUS/CAE Ver 6.14 User's Manual. Hibbitt, Karlsson& Sorensen, Inc.; 2015
- [22] CADEC version 20.04.99. Copyright (1998) Ever J. Barbero. <<http://www.cemr.wvu.edu>>.
- [23] : <https://fr.wikipedia.org/wiki/Maillage>.

### III.1 Introduction :

L'utilisation du procédé de collage pour la réparation des dommages dans les structures aéronautiques est de plus en plus répandue de jour en jour. Cette technique a démontré ses avantages par rapport aux procédés conventionnels de rivetage, de boulonnage ou de soudage.

Les joints collés présentent de nombreux avantages tels que la répartition de la charge sur une plus grande surface en raison de l'absence d'endommagement du matériau, l'absence d'un poids supplémentaire en raison du poids des fixations mécanique et l'absence de concentration des contraintes dues à la présence des trous. Cependant, la concentration des contraintes se produit toujours au niveau des bords de la couche adhésive [1,2].

Des efforts importants ont été déployés pour réparer ou renforcer la structure endommagée afin de rétablir l'efficacité structurelle et d'assurer ainsi la sécurité des structures. Madani et al [3] ont montré dans leurs résultats de l'essai de traction sur la structure réparée que les renforcements composites par patches augmentent les caractéristiques mécaniques de résistance des plaques entaillées mais, d'autre part il y a une perte de la déformation globale. Le renforcement par patches réduit la concentration des contraintes dans la zone endommagée. S.S.Pradhan et al [4] ont également montré par leurs tests expérimentaux l'efficacité de la technique de réparation composite par patch pour réduire les contraintes sur la plaque endommagée avec un transfert uniforme des contraintes sur le patch. Bishnupriya Dehuri et al [5] ont présenté dans leur étude une corrélation entre la dureté Rockwell et la résistance à la traction des plaques d'aluminium fissurées et réparées avec des pièces composites et ils ont montré que le nombre de couches de la pièce composite affecte significativement ces deux propriétés mécaniques de la structure endommagée. Toutes les études numériques ou expérimentales investies dans le domaine de la réparation ont montré que la technique de réparation par patch composite est efficace et rentable [6-9].

Afin de rendre la réparation plus efficace, plusieurs auteurs ont travaillé par l'analyse numérique du comportement mécanique et de défaillance de la structure réparée, puis à l'optimisation du composite et de l'adhésif en recherchant des propriétés mécaniques plus adaptées pour absorber, autant que possible, les contraintes de la zone endommagée ; d'autres ont cherché à optimiser la forme géométrique pour réduire de plus en plus les

contraintes à la pointe de la fissure. L'analyse numérique est un outil important pour déterminer la répartition des contraintes dans les différents substrats ; plusieurs auteurs ont proposé des méthodes de simulation prenant en compte les paramètres mécaniques de l'adhésif et du composite. [10-14]

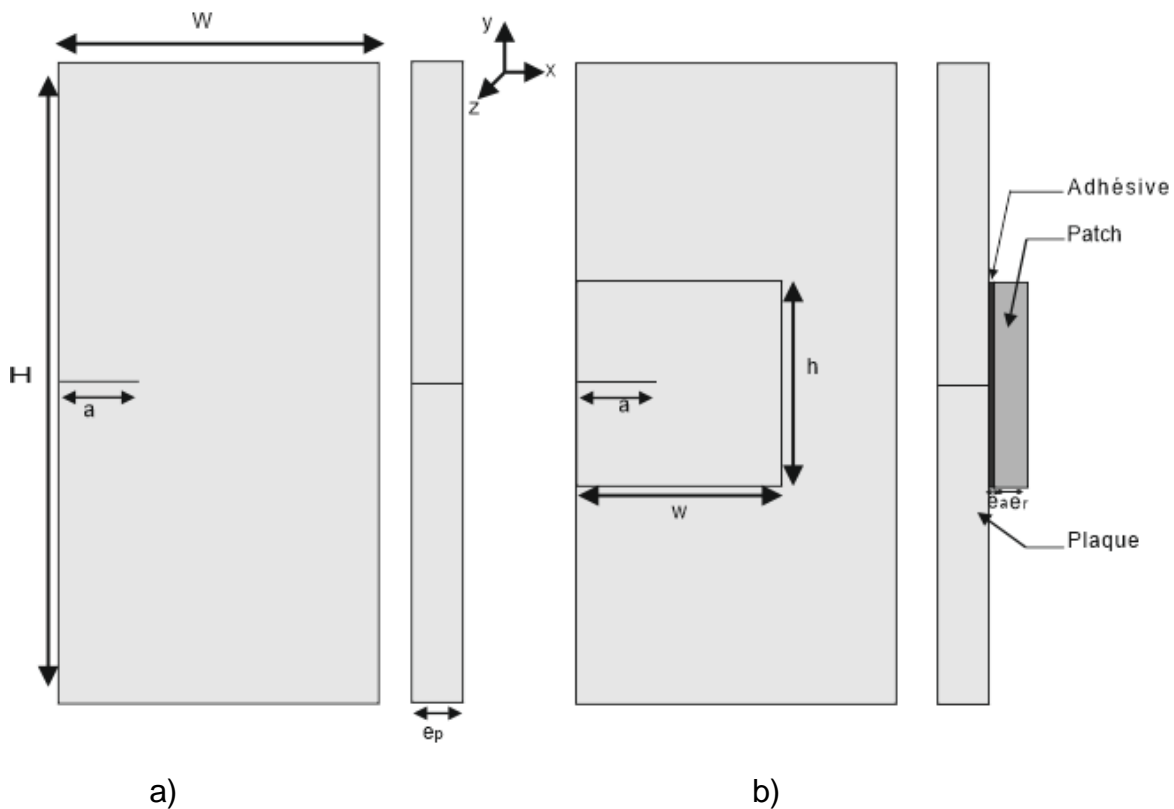
Certains auteurs ont développé des méthodes pour modéliser la couche adhésive ; contrairement aux méthodes précédentes citées dans les travaux de Volckersen. O [15] et R.D Adams [16] qui considéraient l'adhésif comme une interface unidirectionnelle, Hart smith a étudié l'adhésif bidimensionnel [17]. Ces dernières années, Naboulsi et al [18]. ont modélisé l'adhésif comme un troisième matériau pour permettre d'introduire les caractéristiques réelles dans la modélisation numérique. Récemment, avec le développement des ressources informatiques et l'apparition du code de calcul par éléments finis, de nouvelles méthodes ont été proposées pour analyser la défaillance des interfaces adhésif/plaque ou adhésif/patch comme les méthodes VCCT, XFEM, ZCM. [19-22]. L'analyse des contraintes dans le joint adhésif est essentielle pour éviter toute détérioration de cette couche, dont les propriétés mécaniques sont faibles par rapport à la plaque et au patch. Les différentes méthodes d'analyse des contraintes montrent clairement que les concentrations des contraintes sont situées sur les bords libres et à proximité de la zone endommagée. Cependant, il est important de réduire les concentrations des contraintes sur les bords de l'adhésif pour éviter une défaillance prématurée des joints collés. Ces concentrations des contraintes peuvent être réduites en modifiant le matériau ou la géométrie de la plaque et de l'adhésif pour assurer un bon transfert de charge. Ces modifications géométriques comprennent principalement le biseautage des pièces, la séquence d'empilement, la nature de la fibre et l'utilisation d'une pièce composite hybride. Les études menées par Mokhtari et al [23] et Ait Kaci et al [24] ont montré qu'un patch hybride avec une combinaison de fibre de carbone / époxy et d'aramide / époxy peut réduire les contraintes dans la zone endommagée et ainsi assurer à la structure une longue durée de vie, et d'autre part, elles ont montré que la modification des épaisseurs des différentes couches composant le patch composite peut renforcer la réparation et assurer un bon transfert de charge. Bernard Horn [25] a montré dans son travail qu'il est nécessaire d'optimiser la longueur et l'épaisseur de la pièce de réparation et qu'elles sont importantes pour augmenter la résistance à la traction de la structure réparée. D'autre part, la nature du joint adhésif a montré son efficacité pour absorber et transférer la charge de la zone endommagée, etc.

Le bourrelet d'adhésif minimise la concentration des contraintes en offrant une plus grande surface de collage, ce qui permet d'uniformiser la répartition des contraintes dans la zone collée. Les études visant à optimiser les paramètres géométriques de la réparation n'ont pas pris en compte l'effet du vieillissement de l'adhésif et, dans tous les cas, l'adhésif sera toujours exposé aux conditions environnementales et, par conséquent, à une dégradation de ces propriétés mécaniques qui affecte grandement la durée de vie de la structure réparée par un mauvais transfert de charge vers la pièce. Dans leurs travaux, Rezgani et al [26-27] ont montré que les propriétés mécaniques diminuent considérablement pendant l'exposition à la température et à l'humidité et que le transfert de charge sera faible de la zone endommagée vers la pièce, ce qui affecte les valeurs de l'Intégral-J au niveau de la tête de la fissure. C'est pourquoi nous avons essayé, à travers cette étude, de proposer une méthode de protection de l'adhésif en enlevant de la matière suivant l'épaisseur de la plaque sur la zone endommagée tout en assurant que cette modification n'affecte pas la concentration de la contrainte sur la zone endommagée et donc la résistance de la plaque.

Notre travail a pour objectif d'analyser par la méthode des éléments finis en utilisant le code de calcul ABAQUS la variation de l'Intégrale J dans une plaque endommagée et réparée par patch composite. De plus, l'analyse de la contrainte de pelage dans la pièce de réparation et de la contrainte de cisaillement dans l'adhésif a été mise en évidence dans cette étude. Une modification est proposée concernant l'épaisseur de la plaque où l'adhésif sera inséré dans la plaque et non sur la plaque comme le suggèrent les méthodes de réparation par adhésif conventionnelles, afin de minimiser la concentration de contrainte. Cette modification permettra en outre de protéger l'adhésif contre les conditions environnementales sévères, principalement la diffusion de l'eau. Le mode de simulation du composite en tant que multicouches et monobloc a été pris en considération, ainsi que la présence du défaut de collage.

### **III.2 Modèle géométrique et propriétés mécaniques :**

On considère une plaque en Aluminium **2024-T3** de dimensions ; Hauteur  $H=250$  mm et Largeur  $W=125$ mm avec une épaisseur  $e=2$ mm comme le montre la figure III.1 .Une fissure latérale de dimensions variables se présente dans cette plaque, qui sera réparée ensuite par un patch composite type Carbone /époxyde. Ce patch est collé sur la zone endommagée à l'aide d'un adhésif de type époxyde Adekit **A140**.



**Figure III.1** Présentation des dimensions du modèle géométrique.  
 a) Plaque sans réparation, b) Plaque réparée par patch

Les dimensions des différents substrats sont représentées dans le Tableau III.1.

	Longueur (mm)	Largeur (mm)	Épaisseur (mm)
Plaque	H=250	W= 125	$e_p = 2$
Adhésif	h= 80	w=80	$e_a =0.2$
Patch	h=80	w=80	$e_r =2$

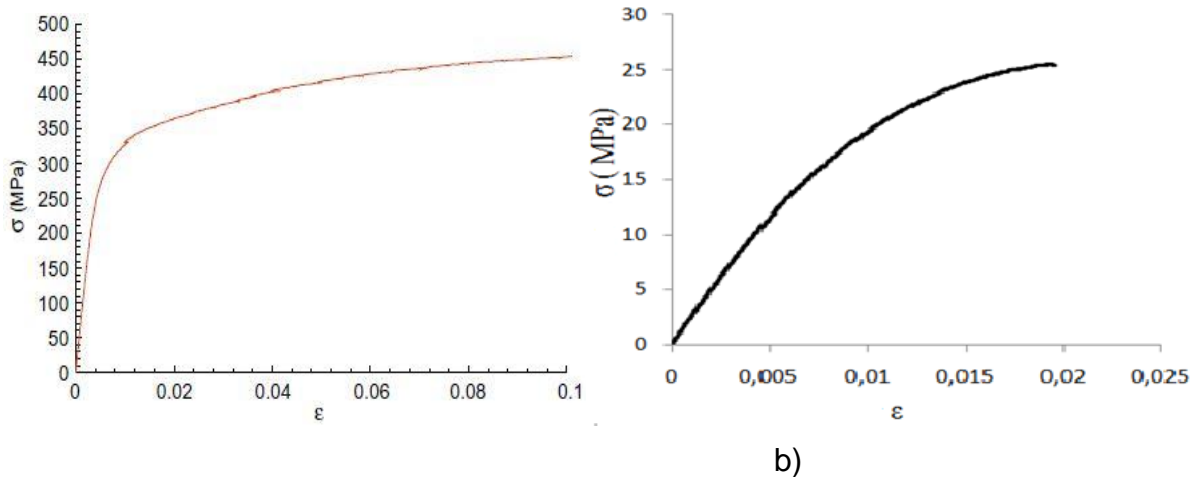
**Tableau III.1** : Dimensions des différents substrats.

L'adhésif Adekit A140 a été choisi en raison de son utilisation dans plusieurs domaines, notamment l'aéronautique. Il possède de bonnes propriétés mécaniques jusqu'à une température de 453 K et résiste à de courtes expositions jusqu'à 488 K, c'est un époxy bi-composant à haute performance de durcissement à température ambiante, excellentes performances mécaniques et thermiques, excellente résistance aux charges dynamiques (vibrations et impacts), produit résistant au vieillissement et environnements agressifs.

Le composite est de type Carbone / Epoxyde, la nature de ce matériau lui procure de bonnes caractéristiques mécaniques vis-à-vis les sollicitations mécaniques. Le

Carbone/époxyde est largement utilisé dans la réparation des fissures dans les secteurs de l'aéronautique, de l'aérospatiale et même du génie civil.

Les propriétés mécaniques de la plaque (Aluminium**2024-T3**) et de la colle (**Adekit A140**) sont tirées directement des essais de traction effectués au laboratoire LASIE en France.



**Figure III.2 :** Courbe contrainte/déformation:  
 a) Plaque Aluminium **2024-T3**; b) Adhesive **Adekit A140** [28].

Le tableau III.2 résume les différentes propriétés mécaniques des différents substrats utilisés dans cette étude.

Matériaux	E (MPa)	G (MPa)	ν
Aluminium 2024-T3	69000	36920	0.3
Adekit A140	2690	990	0.3

**Tableau III.2 :** Propriétés mécaniques de l'Aluminium 2024-T3 et de l'adhésif Adekit A140

La réparation de la plaque est effectuée pour un stratifié composite, de type Carbone/époxyde [28]. Les propriétés du matériau utilisé dans cette étude sont présentées dans le tableau III.3.

	E <sub>1</sub> (MPa)	E <sub>2</sub> (MPa)	E <sub>3</sub> (MPa)	ν <sub>12</sub>	ν <sub>13</sub>	ν <sub>23</sub>	G <sub>12</sub> (MPa)	G <sub>13</sub> (MPa)	G <sub>23</sub> (MPa)
Carbon/epoxyde	128600	9766	9766	0.346	0.346	0.346	5252	4364	4364

**Tableau III.3 :** Propriétés mécaniques du Carbone/époxyde.

Pour le patch composite, six séquences empilement ont été utilisées afin de voir l'effet de l'orientation des fibres sur la performance du composite et donc sur le transfert



des contraintes de la zone endommagée (Tableau III.4) puis sur l'intégrale J et les contraintes dans différents substrats. Les angles d'orientation des couches sont mesurés à partir de la direction longitudinale suivant Y.

	S1	S2	S3	S4	S5	S6
<b>Séquences d'empilement</b>	$[0_8]_s$	$[0_2/15_2/-15_2/90_2]_s$	$[0_2/30_2/-30_2/90_2]_s$	$[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$	$[0_2/60_2/-60_2/90_2]_s$	$[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$

**Tableau III.4 :** Différentes séquences d'empilement utilisées pour le composite.

Les différentes séquences d'empilement ont en commun le fait que les quatre couches extérieures sont orientées à 0°. Par contre, les autres angles d'orientation sont variables. L'orientation des fibres et leur disposition dans le composite est importante du point de vue du transfert de charge ; et il est préférable que la couche, qui est en contact avec l'adhésif, soit orientée à 0°.

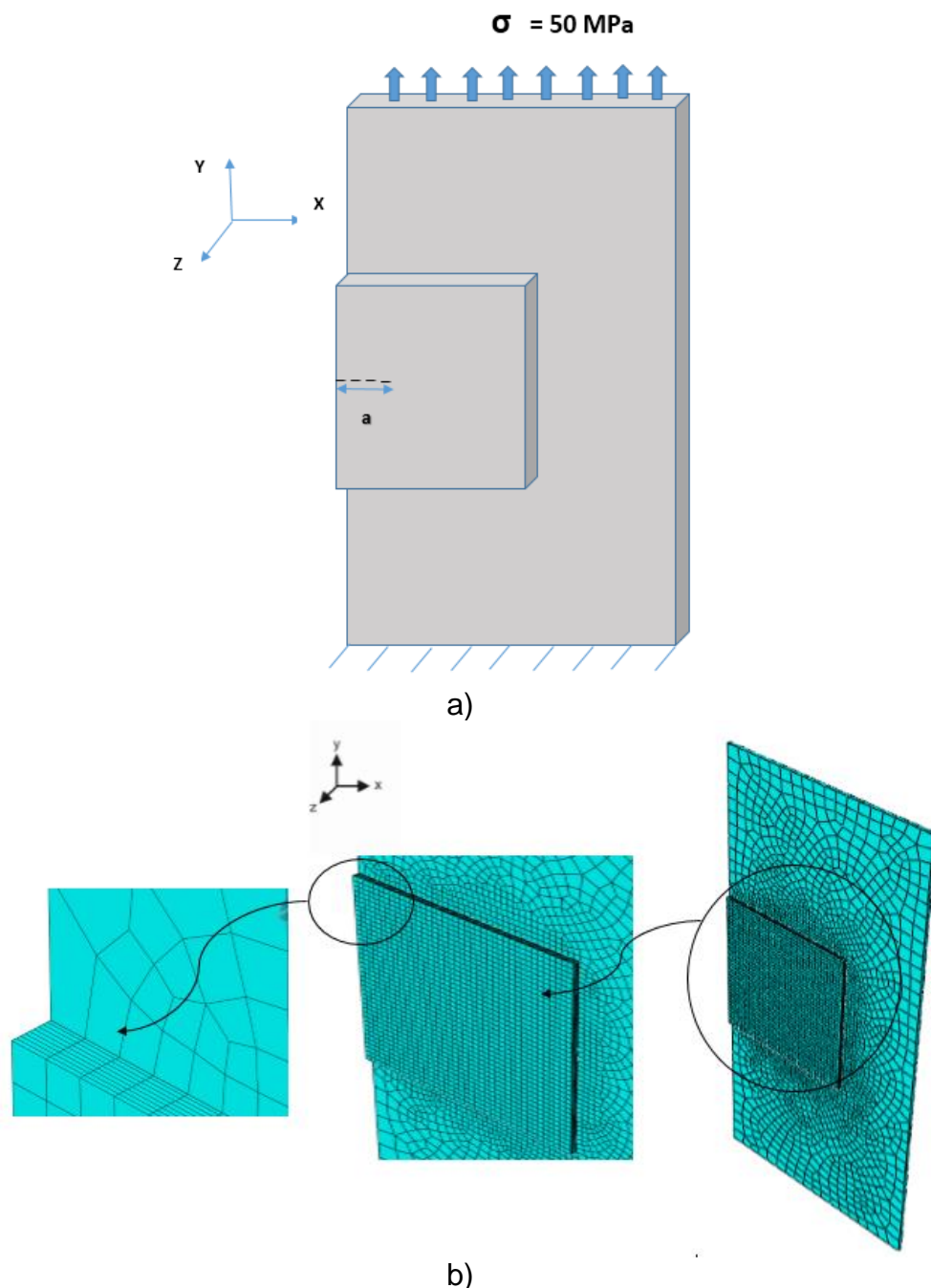
### III.3 Maillage et condition aux limites :

Les conditions aux limites pour la plaque en traction sont reproduites de la manière suivante figure III.3.a :

- Encastrement de la face inférieure de la plaque  $U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$ ,
- Contraintes appliquées de l'autre côté de l'amplitude  $\sigma = 50$  MPa.

L'analyse par éléments finis des configurations de plaques réparées, présentée à la figure III.3.b, est effectuée à l'aide du code d'éléments finis ABAQUS. Un modèle tridimensionnel par éléments finis d'une telle structure implique plusieurs degrés de complexité. Afin de saisir les caractéristiques essentielles de la réponse, nous formulons les mêmes hypothèses simplificatrices :

- Chaque couche est considérée comme une structure tridimensionnelle individuelle qui peut être reliée par collage.
- La couche adhésive est homogène, élasto-plastique et isotrope, elle se déforme sous les contraintes de traction, de cisaillement et de pelage.
- L'adhésif est modélisé comme une troisième couche. Dans le modèle par éléments finis, les nœuds qui sont communs à chaque structure tridimensionnelle individuelle pour assurer la continuité des déformations et des contraintes [28].



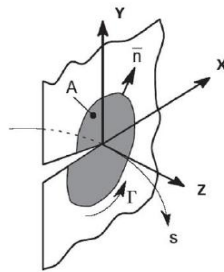
**Figure III.3 :** a) Modèle de la structure réparée sous contrainte de traction, b) Détails du maillage de la plaque réparée.

La technique de modélisation à trois couches a été utilisée par Naboulsi S, *et al* [18] dont l'avantage en modélisant l'adhésif comme un corps continu est qu'il peut capturer les caractéristiques adhésives nécessaires pour tenir compte des effets thermiques, du comportement non linéaire des matériaux, des dommages progressifs, etc. Les éléments utilisés dans la modélisation des assemblages sont des quadrilatères standards quadrilatéraux isoparamétriques à 8 nœuds avec un maillage affiné au niveau de la fissure

et de la zone endommagée, le nombre d'éléments est variable dans la plaque et l'adhésif tout dépend de la longueur de la fissure et de la présence du défaut collé. Intégrale - J qui quantifie l'intensité du champ de contrainte et de déformation au fond de la fissure et prédit la durabilité de la réparation est calculé. Intégrale J est largement accepté comme un paramètre de la Mécanique de la rupture pour la réponse des matériaux linéaires et non linéaires. Elle est liée à la libération d'énergie associée à la propagation des fissures et constitue une mesure de l'intensité de la déformation au niveau d'une encoche ou d'une fissure, en particulier pour les matériaux non linéaires. Abaqus /Standard fournit une procédure pour de telles évaluations du Intégrale - J, basée sur les méthodes d'intégrale d'extension de domaine / Virtual crack intégrale méthodes. La présente étude utilise l'approche du domaine intégral, développée à l'origine par Shih et al [29] pour calculer le taux de restitution d'énergie le long du front courbe des fissures superficielles en trois dimensions (voir Figure III.4). La valeur locale du taux de libération de l'énergie mécanique à chaque point sous une charge statique est donnée par :

$$J(s) = \lim_{\Gamma \rightarrow 0} \int [Wn_1 - \sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_1} n_j] d\Gamma \quad (III.1)$$

Où  $\Gamma$  est un contour extrêmement petit dans le plan normal au front de fissure en  $s$ , et  $n_j$  est le vecteur unitaire normal au contour  $\Gamma$ ,  $W$  est la densité d'énergie de déformation,  $\sigma_{ij}$  est la composante du tenseur de contrainte nominal,  $u_i$  est le déplacement vectoriel, et  $X_1$  est le système de coordonnées cartésiennes locales aux endroits du front de fissure.

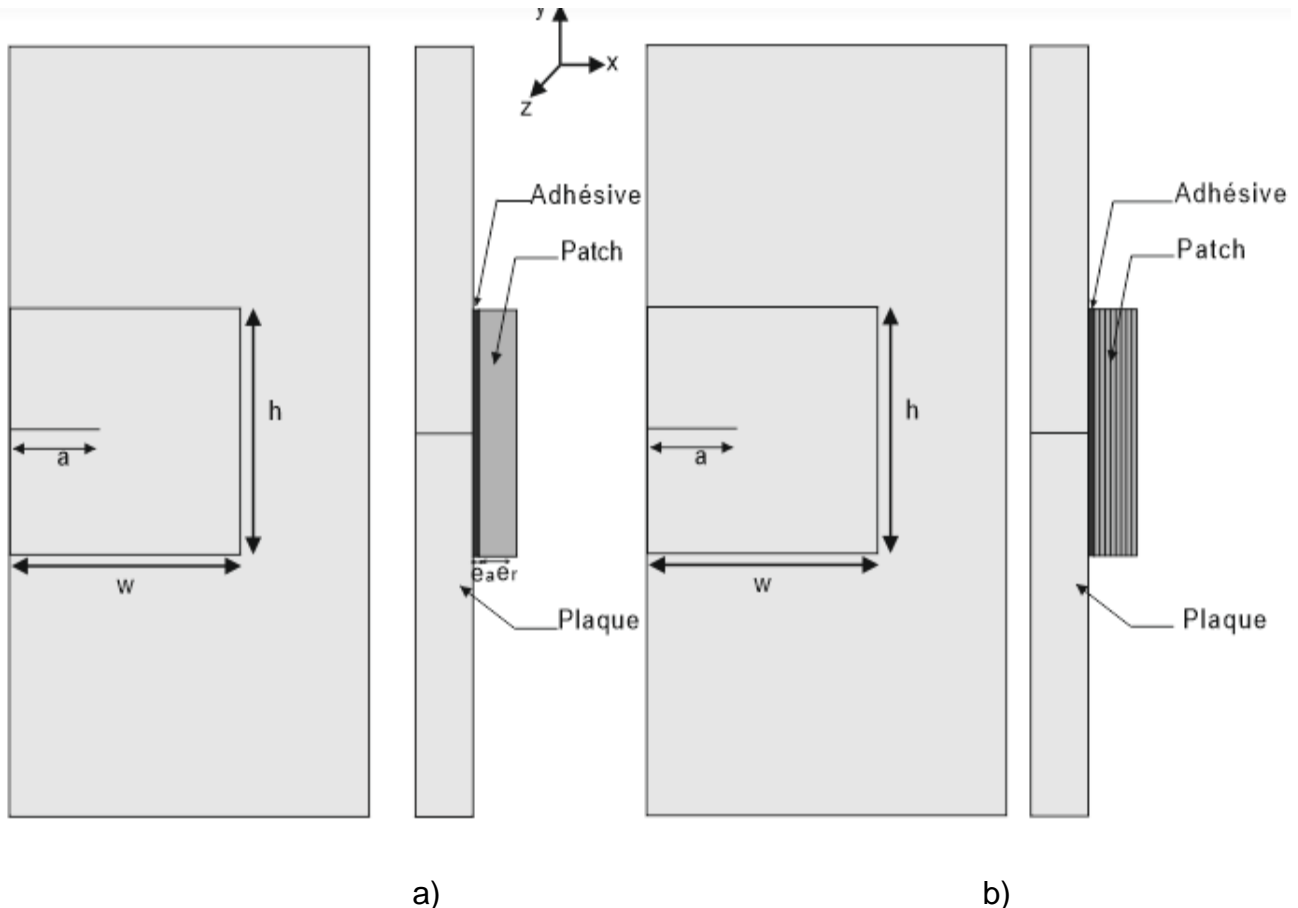


**Figure III.4 :** Contour du calcul Intégrale- J [24].

### **III.4 Modélisation du composite :**

Pour la modélisation du composite on a essayé deux modes de simulation, la première en considérant le composite en un seul bloc avec des propriétés mécaniques globale qui seront déterminées à l'aide du code CADEC [30] et introduites comme étant des constantes d'ingénieurs dans Abaqus [31].

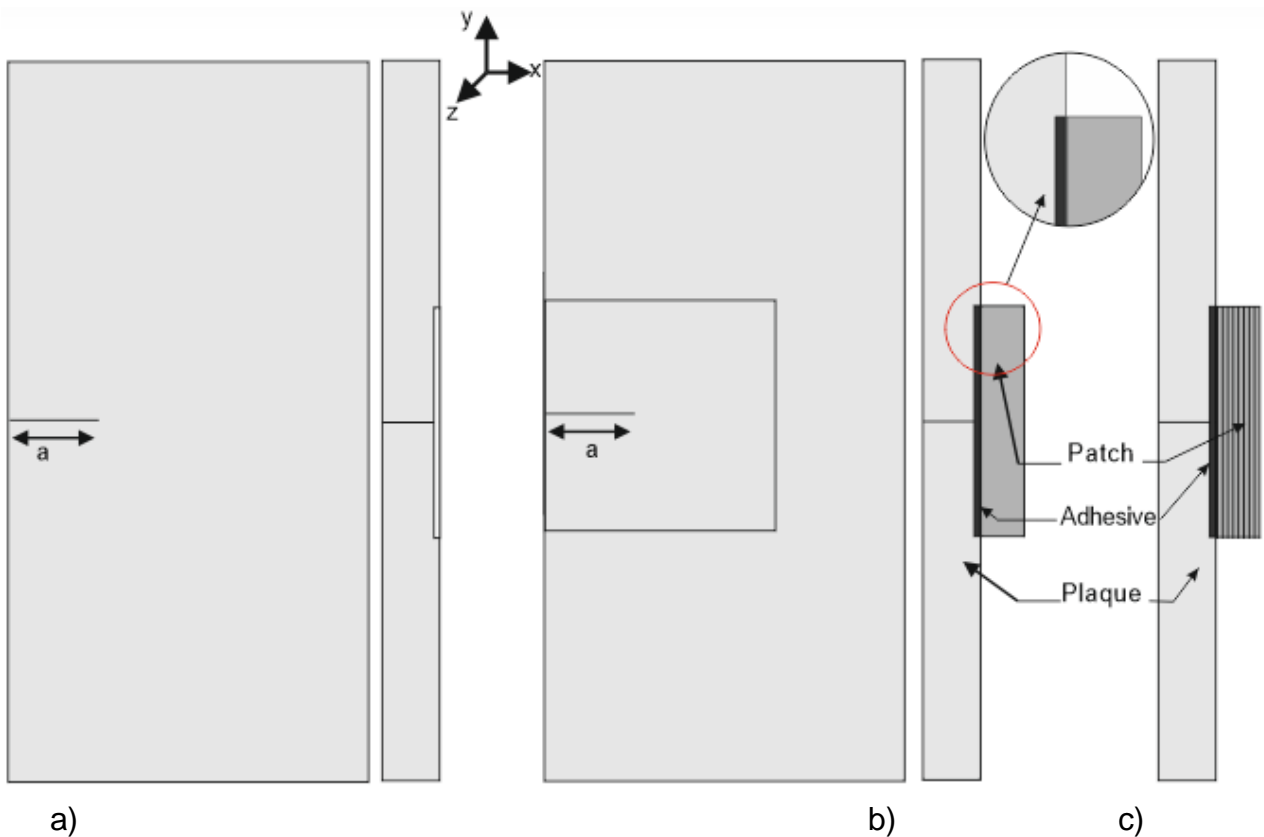
Par contre, pour la deuxième étape, le composite sera considéré sous forme multicouches ou ses propriétés mécaniques sont introduites pour chaque couches en fonction de l'orientation de des fibres (Figure III.5).



**Figure III.5.** Présentation des deux méthodes de modélisation du patch :  
a) patch sous forme bloc (configuration 1), b) patch sous forme multicouches (configuration 2).

Pour notre étude, on a essayé d'appliquer une nouvelle technique pour la réparation de la zone endommagée, cette technique consiste à enlever de la matière de la plaque d'Aluminium d'une épaisseur de 0.2 mm par usinage de fraisage pour mettre de l'adhésif dans cette surface, puis on répare cette surface par patch composite. Par cette technique, la couche d'adhésif sera totalement couverte par le composite et ses épaisseurs seront protégées par la plaque, ceci empêchera son vieillissement suite à son exposition à la température et l'humidité (figure III.6).

D'autre part, cette technique va permettre au composite de prendre sa place correctement sur la zone destinée à être réparer.



**Figure III.6 :** a) Plaque non réparée avec modification (avec enlèvement de la matière)  
 b) Plaque réparée avec modification, patch sous forme bloc (configuration 3)  
 c) Plaque réparée avec modification, patch sous forme multicouches-(configuration 4)

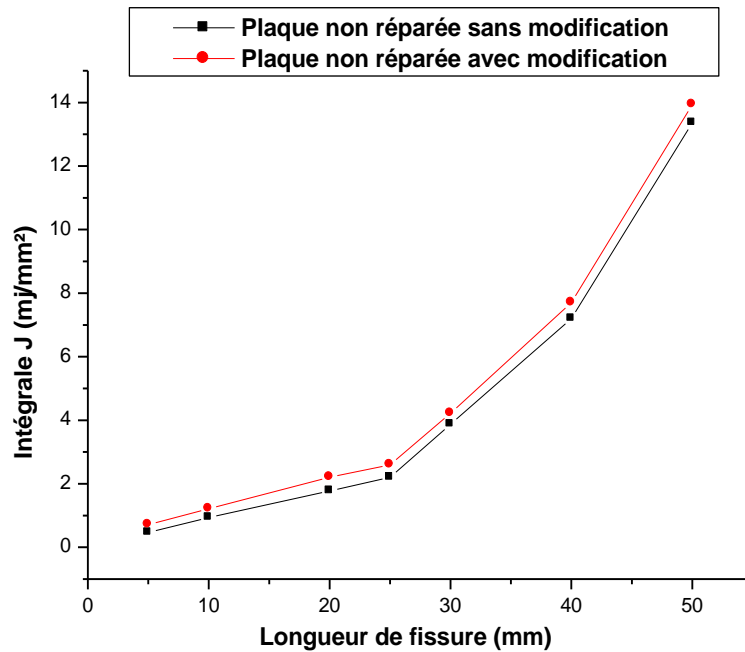
L'enlèvement de 0.2 mm de matière par rapport à 2 mm d'épaisseur de la plaque consiste une réduction de 10% qui n'aura pas une grande influence sur sa résistance globale.

### III.5 Analyse et résultats :

#### III.5 .1 Variation de l'Intégrale J :

- **Plaque sans réparation :**

La figure III.7 représente la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque en Aluminium sans modification (figure III.1.a) et une autre par enlèvement de la matière (figure III.6.a) sur la zone destinée à être réparée.



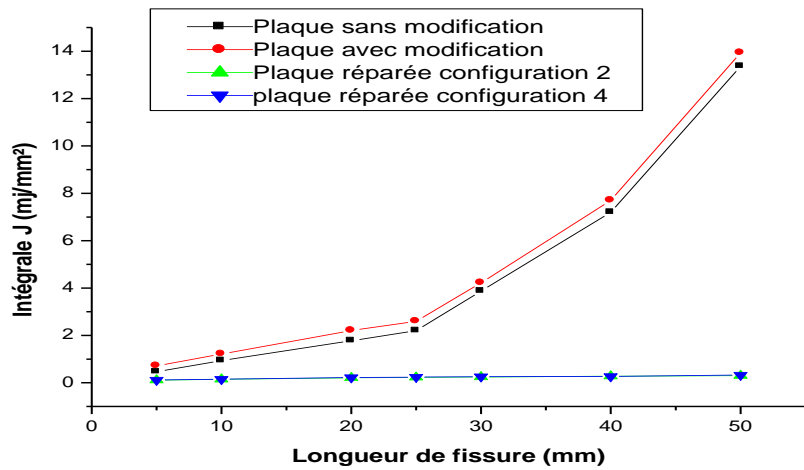
**Figure III.7 :** Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure.

On remarque clairement que la valeur de l'intégrale J augmente avec l'augmentation de la longueur de la fissure. Le même comportement (l'allure des deux courbes) est observé pour les deux plaques. Les deux courbes présentent deux pentes. De 5 à 25 mm de longueur de la fissure, l'augmentation de la valeur Intégrale J est faible, une fois la longueur de la fissure dépasse 25mm, la valeur de l'Intégrale J augmente brusquement pour atteindre des valeurs élevées. L'enlèvement de la matière de la plaque n'aura pas une importante conséquence sur la valeur de l'intégrale J (5% pour les petites longueurs de fissure et 10% pour les autres longueurs). On remarque une légère différence dans la valeur l'intégrale J entre les deux plaques qui n'est pas trop importante.

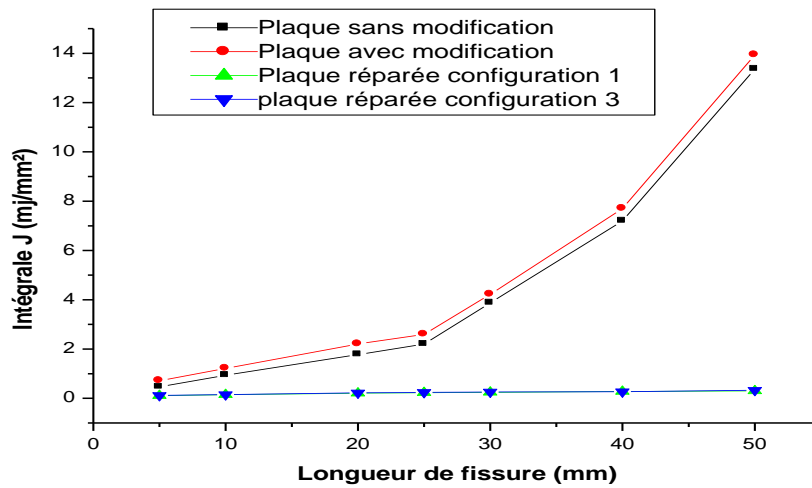
- **Plaque avec réparation :**

La figure III.8 représente la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque endommagée et réparée par patch composite. Ce patch est modélisé en bloc et en multicouches.

On remarque clairement que quel que soit le mode de simulation du composite, les valeurs de l'intégrale J au niveau de tête de la fissure pour la plaque réparée sont faibles par rapport à celles de la plaque non réparée.



a) multicouches



b) bloc

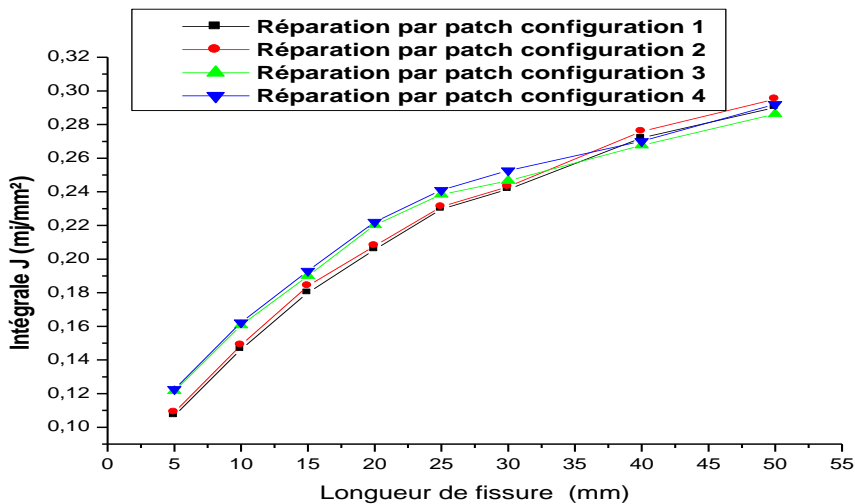


Figure III.8 : Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque endommagée et réparées par patch composite [patch modélisé en bloc et en multicouches].

La pente des courbes représente une augmentation considérable jusqu'à une longueur de fissure 25mm, la pente de la courbe diminue pour être stable une fois la fissure s'approche du bord libre du patch. La modélisation du composite en multicouches ou en bloc n'aura pas d'influence sur la valeur de l'intégrale J si la séquence d'empilement présente que des orientations des fibres cas séquence d'empilement 0°. Pour cette séquence d'empilement le composite présente des propriétés mécaniques élevées, ce qui lui permettra d'absorber plus des contraintes de la zone endommagée.

Afin de voir l'effet du mode de simulation composite et de la modification apportée à la plaque d'Aluminium, six séquences d'empilement ont été mises en évidence [voir Tableau III.4].

En changeant l'orientation des fibres dans les couches des composites, les propriétés mécaniques de chaque couche seront différentes et donc la simulation du composite en bloc ou en multicouches aura un effet sur le transfert de charge et donc sur les valeurs de l'intégrale J et les différentes contraintes dans le patch, l'adhésif et la plaque.

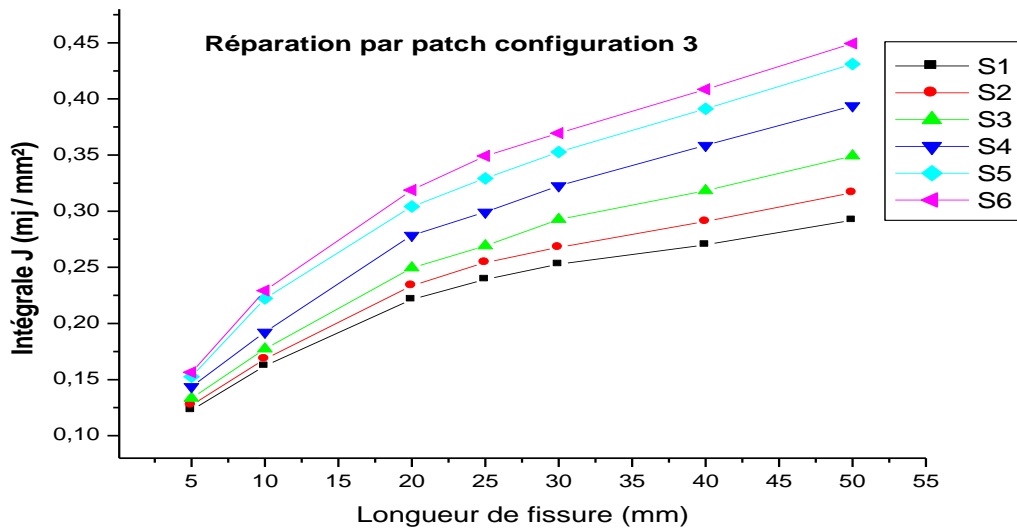
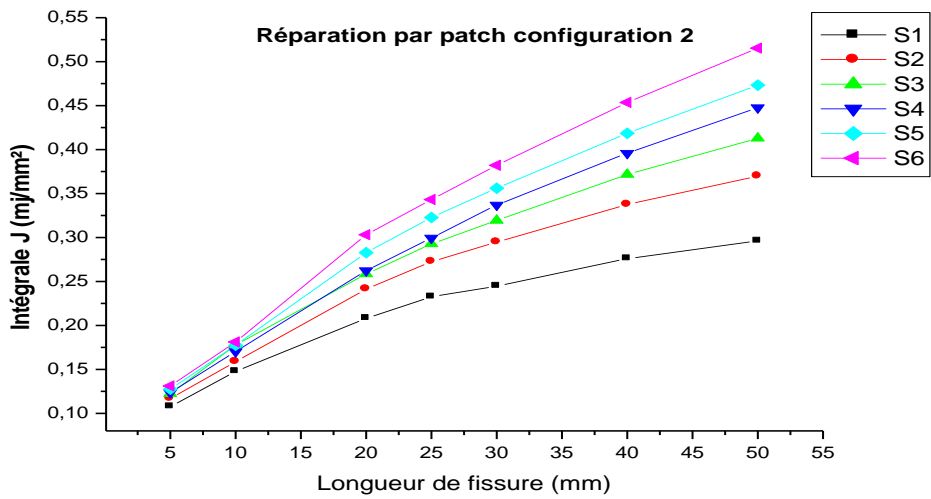
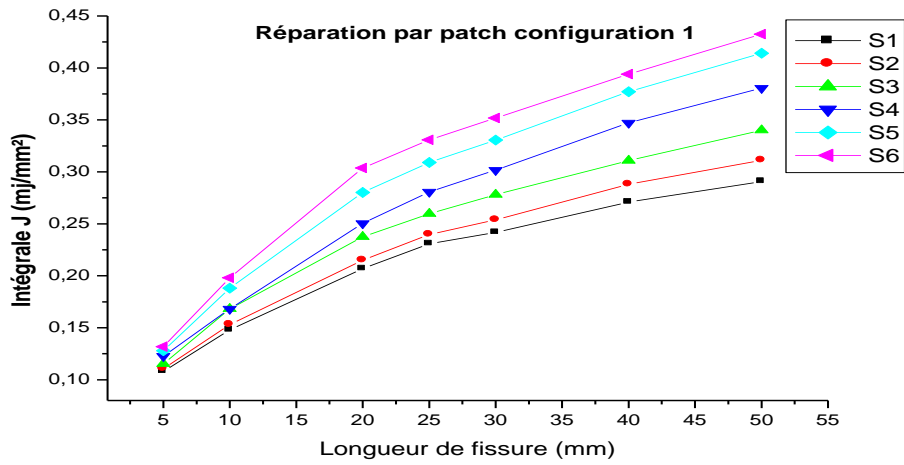
La figure III.9 présente la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement en tenant en compte du mode de simulation du composite et la modification apportée à la plaque d'Aluminium.

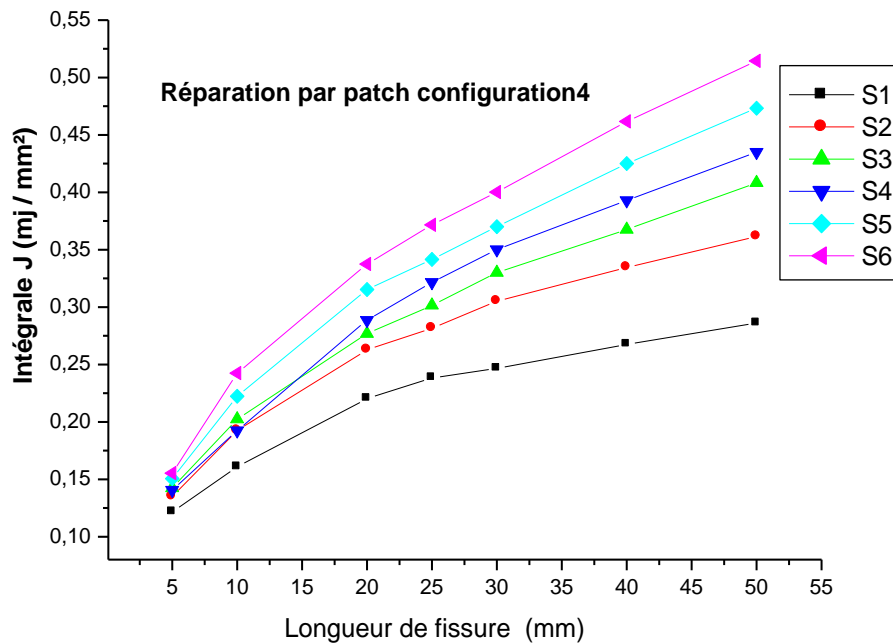
Le choix de l'ordre des couches (orientation des fibres) dans un stratifié destiné pour être un patch est également important. Pour cela nous avons pris 6 stratifiés avec différentes orientations des fibres (voir tableau III.4), la variation de l'intégrale J est identique quelle que soit la séquence d'empilement, la valeur de l'intégrale J est faible pour le patch qui a la séquence  $[0_8]_S$ , cette valeur augmente si la séquence du patch est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_S$ , pour la séquence stratifié  $[0_8]_S$  le patch a les propriétés mécaniques les plus élevées selon la direction de chargement et donc absorbe davantage des contraintes. Cependant, si l'angle d'orientation des fibres tend vers 90 °, les propriétés mécaniques du patch diminuent et donc moins de transfert de charge de la zone endommagée.

Si la longueur de la fissure est trop petite par rapport à la largeur de la plaque, l'effet de la séquence d'empilement disparaît.

La figure III.9 montre la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure dans une séquence d'empilement différente.





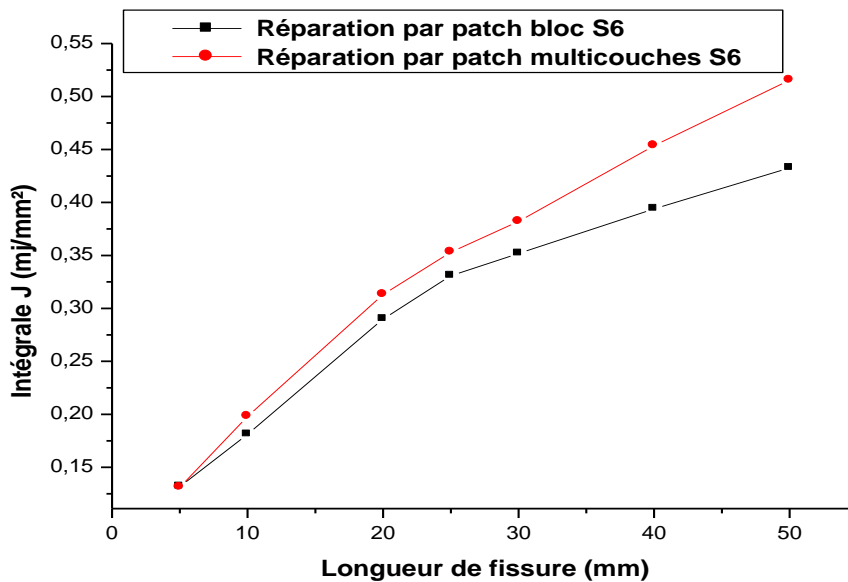
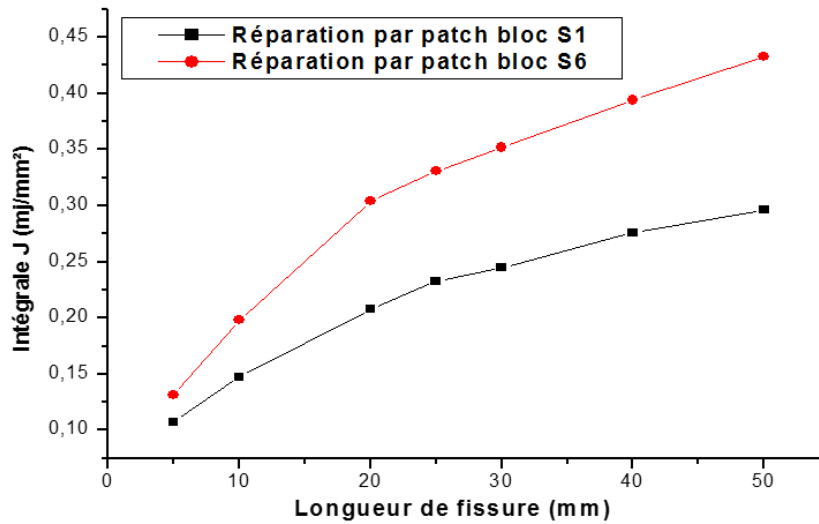


**Figure III.9 :** Variation de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement.

On remarque clairement que les courbes sont identiques mais avec des valeurs de l'intégrale J différentes. En modifiant la séquence d'empilement les propriétés mécaniques du composite changent et donc le transfert de charge de la plaque endommagée vers le composite diminue, notamment en passant de l'orientation  $0^\circ$  à  $75^\circ$  (cas de la séquence d'empilement S1 vers S6).

Les propriétés mécaniques du composite deviennent faibles si les différentes couches du composite ont des orientations de fibres différentes de  $0^\circ$ . Les valeurs les plus faibles de l'intégrale J sont notés par la séquence  $[0_8]_s$  et ceci quel que soit le mode de simulation du composite ou la modification apportée à la plaque d'Aluminium (Figure III.6). Cependant, les valeurs les plus élevées de l'intégrale J sont pour le cas d'une réparation par patch avec la séquence  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ . La valeur de l'intégrale J sera encore plus élevée si le composite est modélisé en multicouches, ceci est dû au fait que le composite multicouches se déforme également sous l'action de la charge appliquée et principalement à l'effet de flexion causé par la réparation sur un côté et il y aura cisaillement entre les différentes couches du composite. Par contre pour le patch modélisé en bloc, le transfert de charge sera total et le patch présente une petite déformation et un cisaillement transversal quasi nul dans ce composite. Pour des longueurs de fissure faibles ( $\approx 10\text{mm}$ )

l'effet du mode de simulation du patch composite et la modification apportée dans la plaque n'a aucune influence sur la valeur de l'intégrale J. De plus, si l'orientation des fibres change dans le patch de 0° à 75°, la valeur de l'intégrale J augmente considérablement.



**Figure III.10** : Comparaison de la variation de l'intégrale J en fonction de la longueur des fissures pour les deux configurations du composite (en bloc et multicouches).

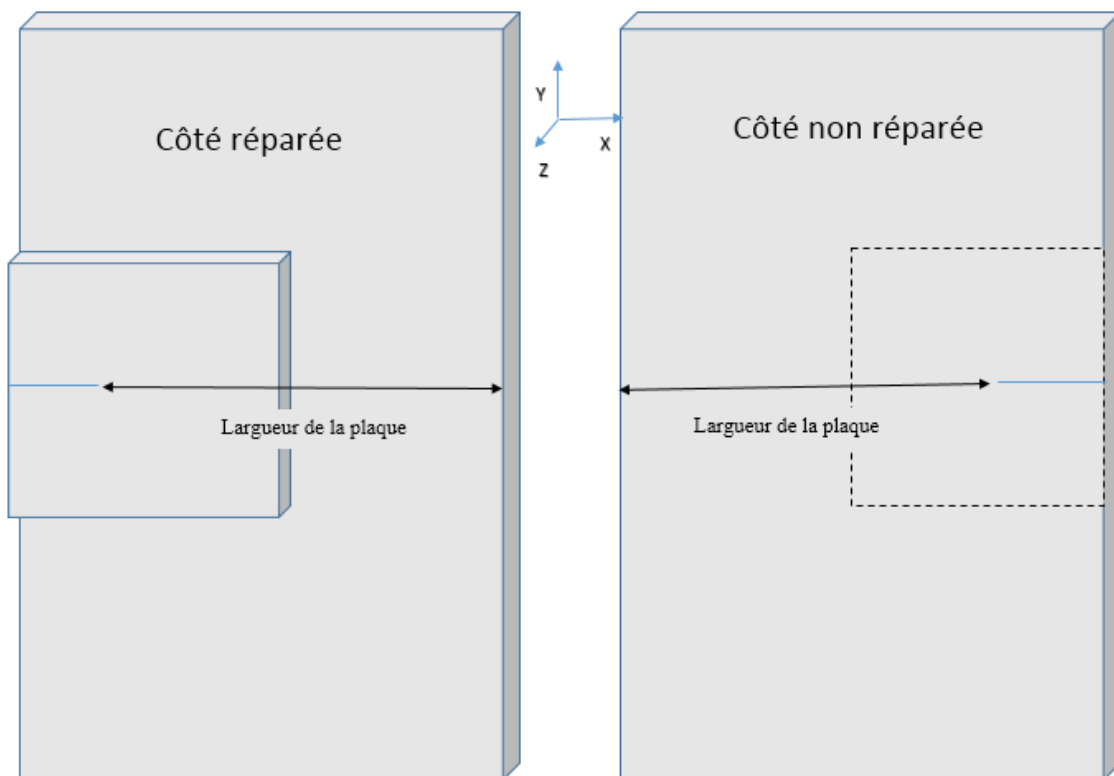
La figure III.10 montre clairement la différence de valeur de l'intégrale J pour les deux modes de simulation du composite de réparation (configuration 1 en bloc simple et configuration 2 en multicouches).

On remarque clairement que pour de petites longueurs de la fissure, le mode de simulation du composite n'a pas une grande influence sur la valeur de l'intégrale J. par contre une fois la fissure atteints des longueur importantes, le patch composite (modélisée comme multicouches) absorbe mieux les contraintes que le patch en un seul bloc et ce pour la même séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  à  $[0_8]_s$ , la valeur de l'intégrale J diminue considérablement.

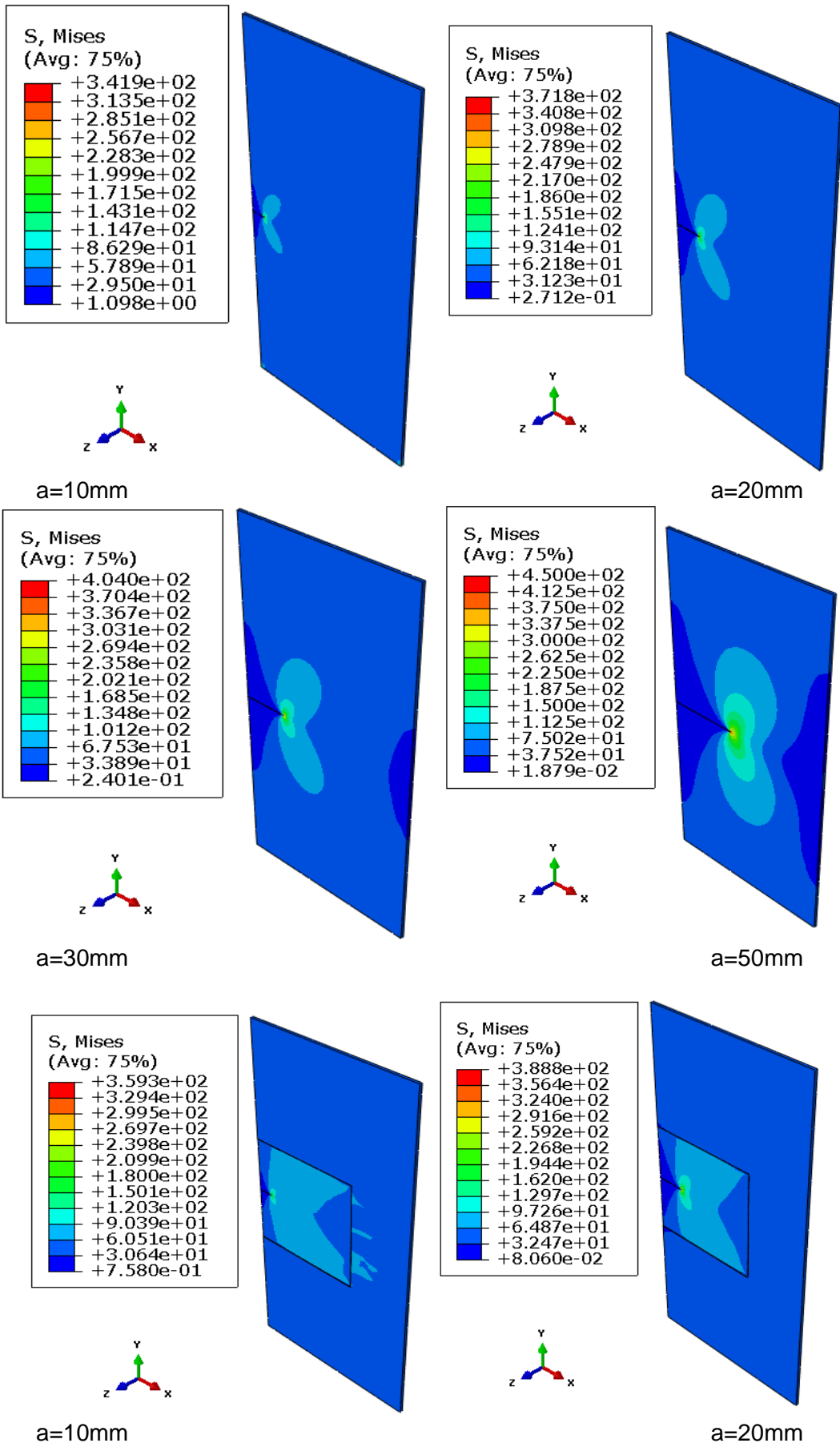
### III.5.2 Analyse de la concentration des contraintes dans la plaque :

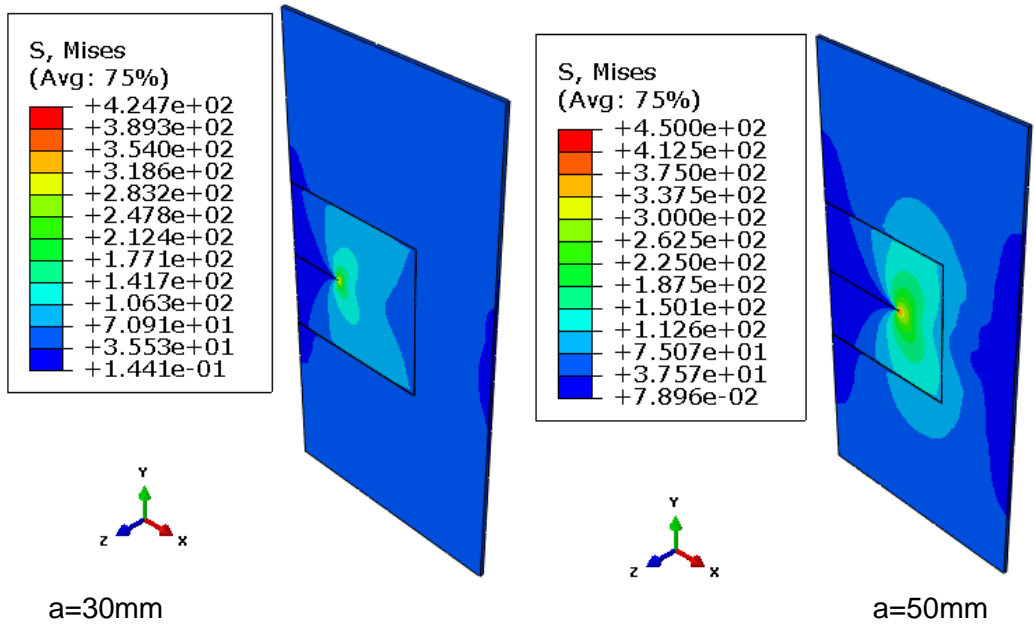
- **Concentration des contraintes :**

Afin de voir l'effet de l'enlèvement de la matière dans la plaque à réparer on a présenté le niveau des contraintes normales suivant l'axe de traction dans la figure III.11

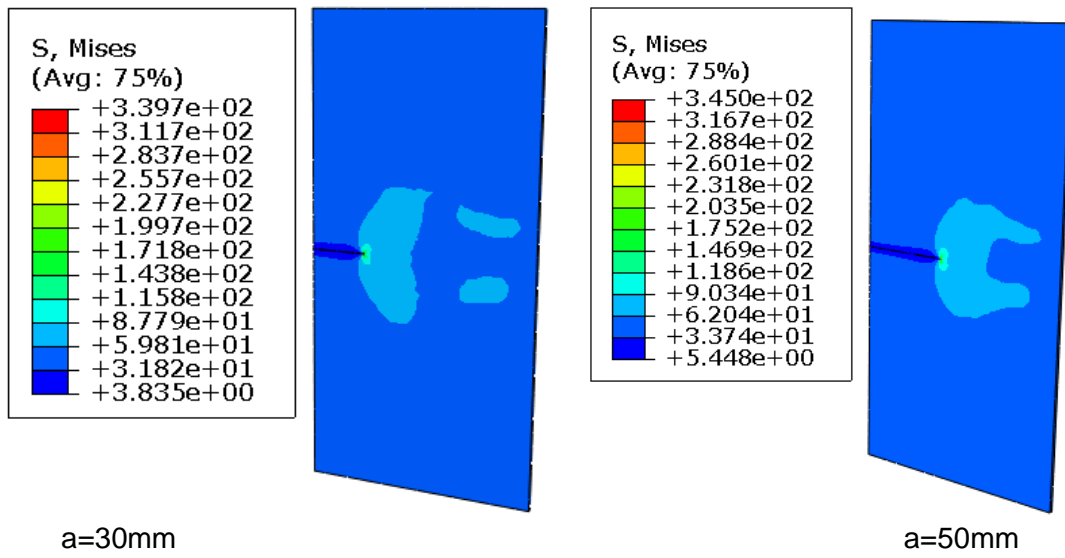
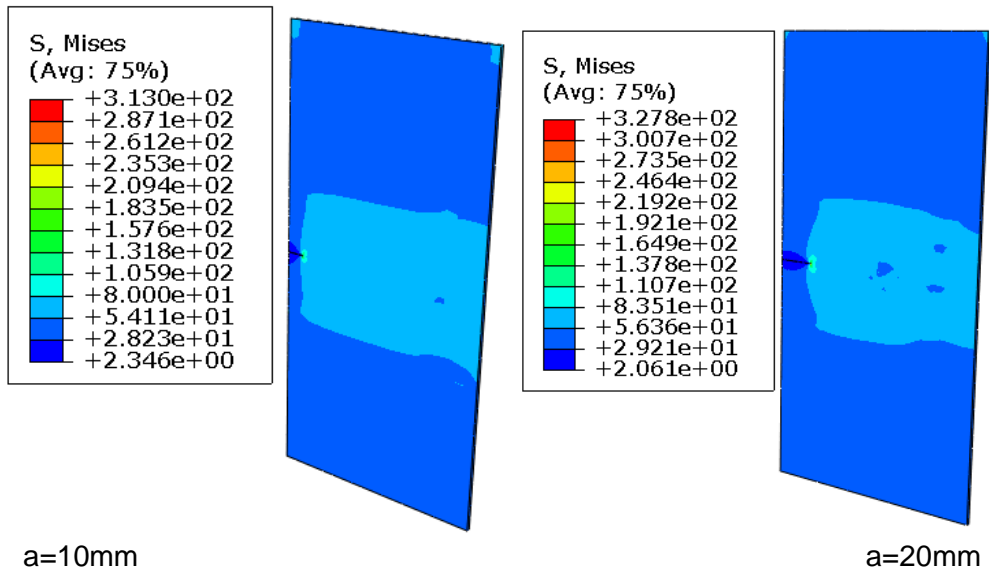


**Figure III.11:** Représentation de la ligne de mesure des contraintes suivant la largeur de la plaque.

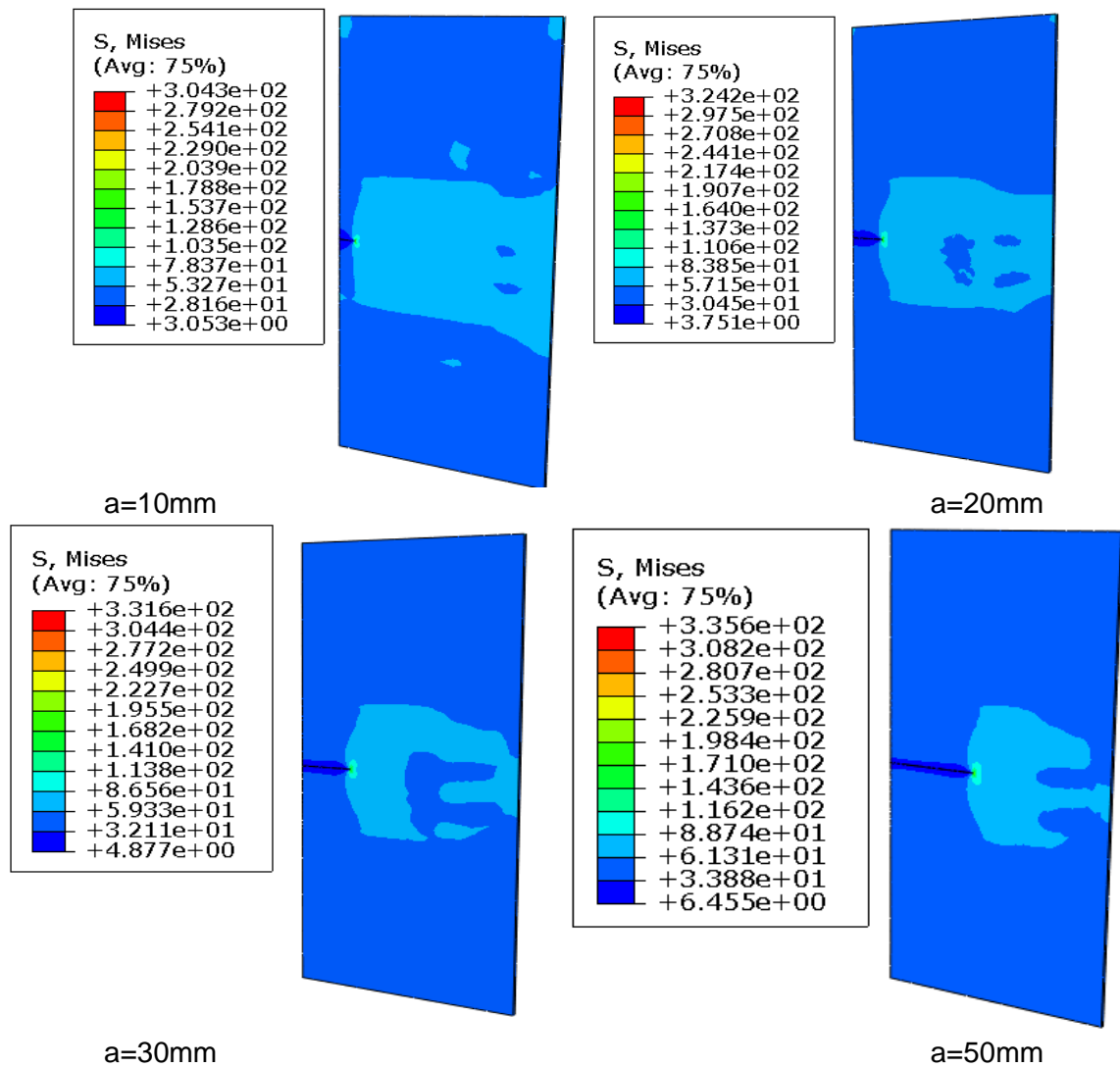




b)



c)



d) **Figure III.12** : Représentation des niveaux de contrainte Von Mises dans : a) la plaque sans modification, b) la plaque avec modification, c) la plaque réparée sans modification, d) la plaque réparée avec modification.

On remarque clairement que les contraintes de Von Mises sont concentrées au niveau de la fissure et qu'il existe une symétrie des deux côtés de la plaque par contre pour le cas de la plaque modifiée, les contraintes de Von Mises sont toujours concentrée au niveau de la fissure et qu'il n'existe pas une symétrie de la distribution des contraintes des deux côtés de la plaque, une légère différence est à noter. Aussi la concentration des contraintes dans la zone où il y a eu l'enlèvement de la matière n'est pas aussi importante vis à vis la contrainte appliquée. En augmentant la longueur de la fissure, les contraintes augmentent considérablement au niveau de la fissure et même d'une façon légère dans la zone modifiée.

• Analyse de la contrainte normale dans la plaque :

Pour la distribution des contraintes normales suivant le mi largeur de la plaque, on remarque clairement que la valeur maximale de la contrainte au niveau de la fissure n'est trop affectée pour la modification faite dans la plaque et qu'il existe une légère différence de la valeur de la contrainte normale de part et d'autre de la plaque modifiée. La zone sollicitée est un peu étendue dans la face ou il y a eu enlèvement de la matière (Figure III.13), d'autre part, en réparant la plaque par un patch composite, la concentration des contraintes diminuent considérablement et que la valeur de la contrainte est quasiment la même sur la face de la plaque modifiée réparée et la plaque non modifiée réparée donc l'enlèvement de la matière ne cause pratiquement pas une concentration de contrainte supplémentaire dans la plaque endommagée.

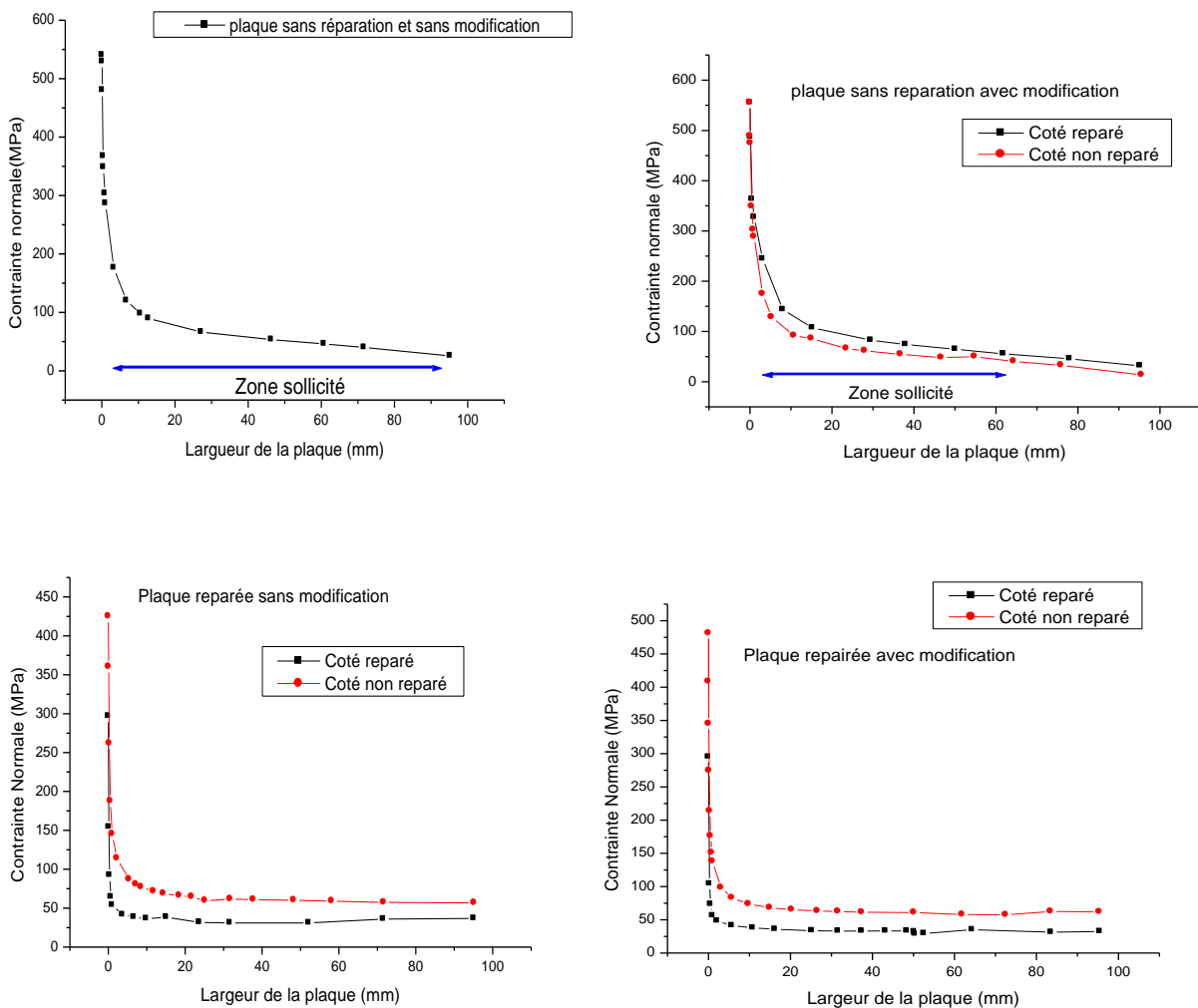
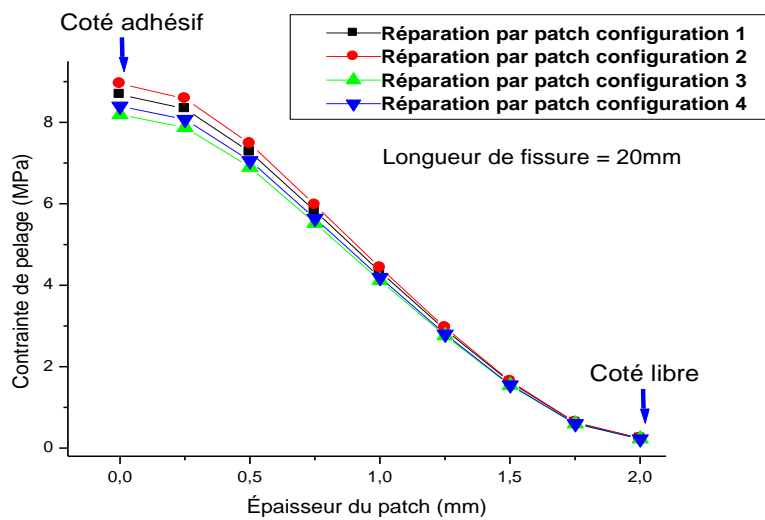
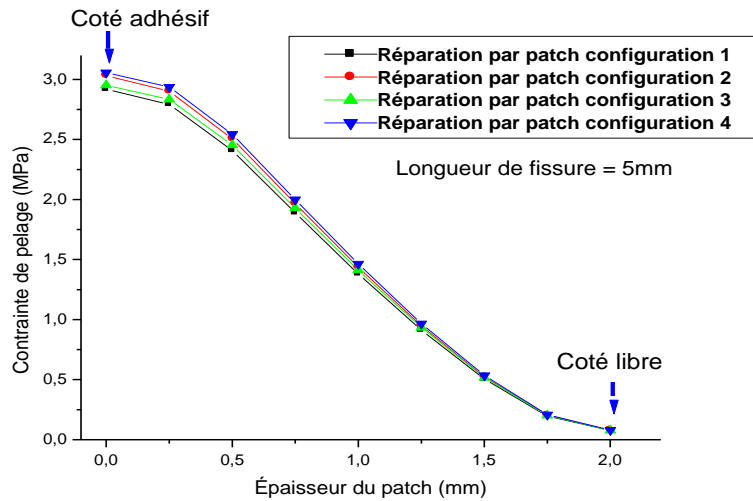


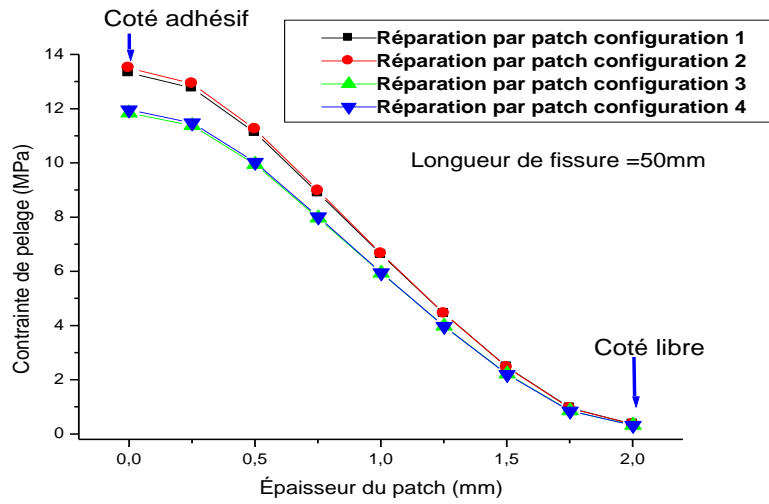
Figure III.13 : Variation des contraintes normales suivant la largeur de la plaque.



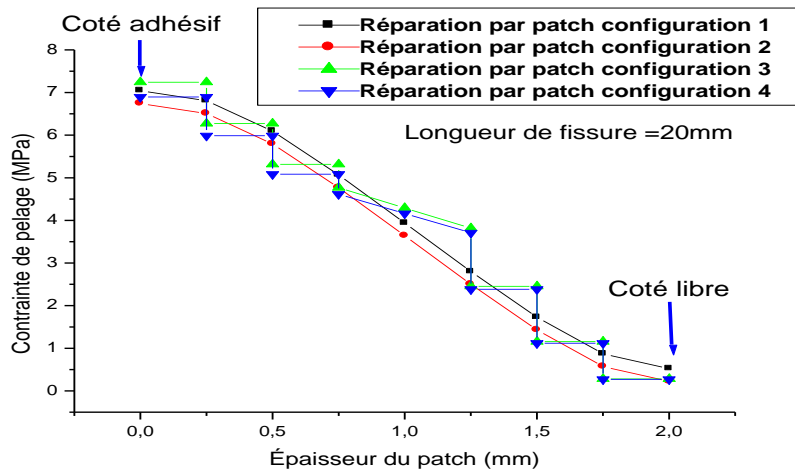
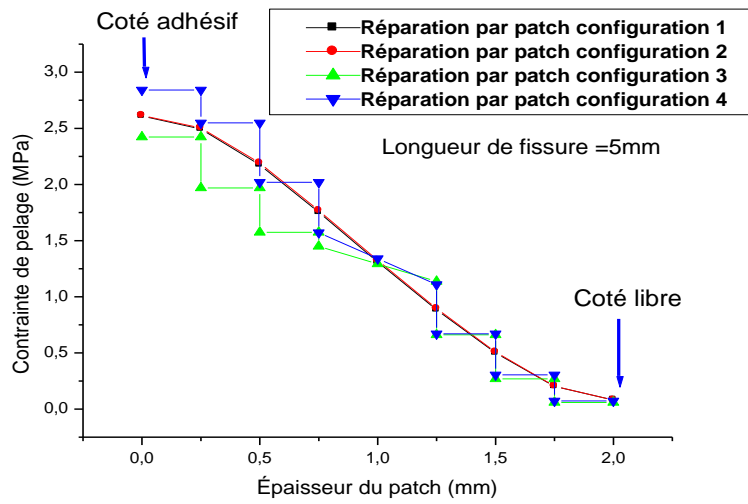
**III.5.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch :**

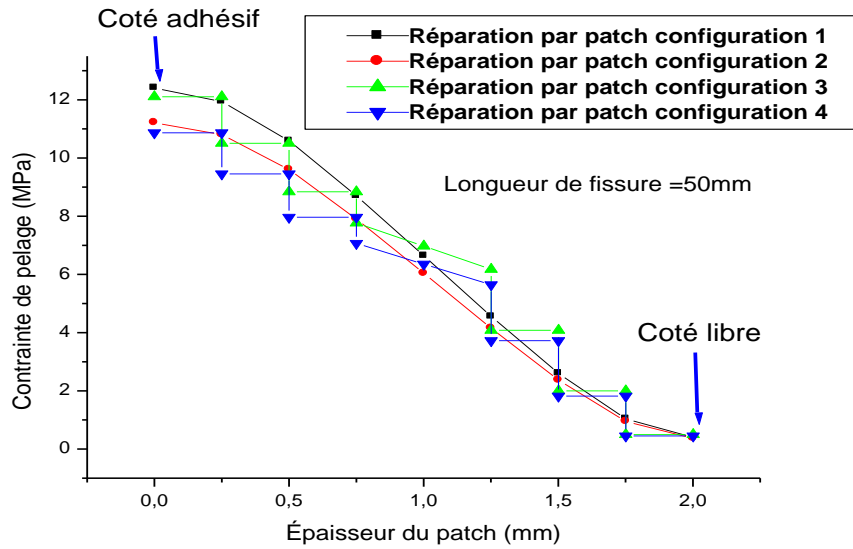
Afin de voir l'effet du mode de simulation du composite et de la modification apportée à la plaque sur la contrainte de pelage dans le patch. La figure III.14 montre la variation de la contrainte de pelage dans le patch suivant son épaisseur pour différentes longueurs de la fissure.



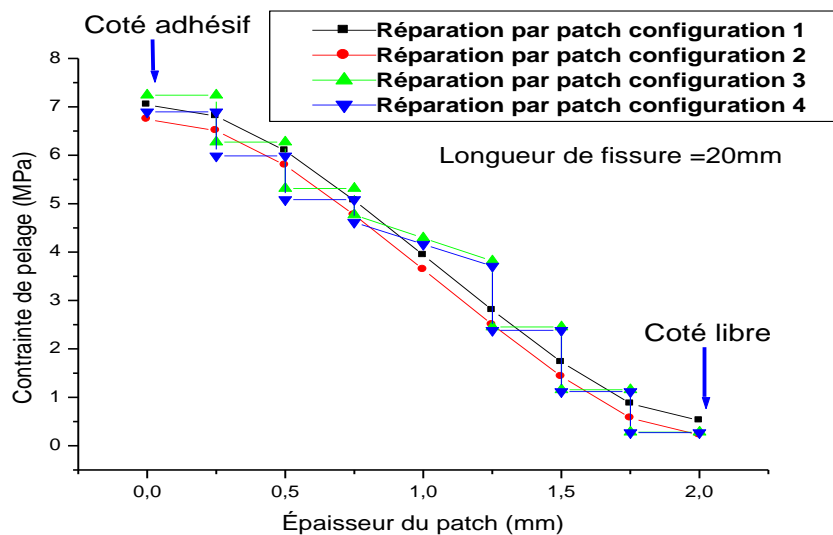
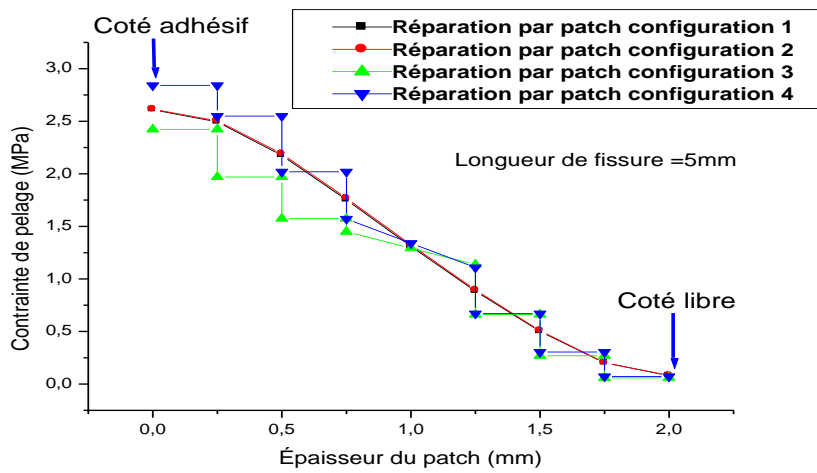


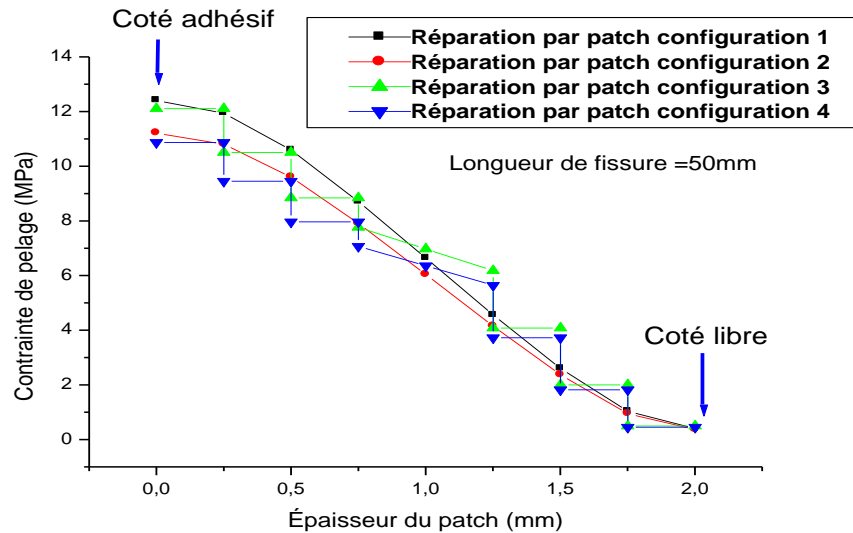
a)





b)





c)

**Figure III.14** : Variation de la contrainte de pelage  $\sigma_{33}$  suivant de l'épaisseur du patch pour différente longueur de fissure : a) Cas de la séquence d'empilement  $[0_8]_s$  b) Cas de séquence d'empilement  $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$  c) Cas de séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ .

On remarque que pour une séquence d'empilement  $[0_8]_s$  la distribution des contraintes de pelage suivant l'épaisseur du composite varie de la même manière quel que soit le mode de simulation du composite et la modification apportée à la plaque.

Par contre, si la longueur de la fissure est minimale par rapport à la largeur du patch, la valeur de la contrainte de pelage dans le composite est la même quelle que soit la séquence d'empilement. Suivant l'épaisseur du patch, la contrainte de pelage est maximale sur la face en contact avec l'adhésif et minimale sur la face libre. Si la longueur de la fissure augmente, une légère différence dans la valeur de la contrainte de pelage est notée surtout sur la face qui est en contact avec l'adhésif. Pour le patch sous forme de bloc, les valeurs de la contrainte de pelage sont les plus faibles.

Cependant, pour les grandes longueurs de fissure  $\geq 25$  mm, la valeur de la contrainte de pelage augmente fortement et le patch qui est collé dans la plaque modifiée (Figure III.6) a de faibles valeurs des contraintes de pelage sur la face en contact avec l'adhésif et même de l'autre côté. Pour la séquence d'empilement  $[0_8]_s$ , la forme de la courbe est continue pour les deux modes de simulation du patch composite, car les propriétés mécaniques de chaque couche sont les mêmes suivant l'épaisseur, et donc le même comportement qu'un composite en bloc. Pour les autres séquences d'empilement, le patch composite a des propriétés mécaniques différentes d'une couche à l'autre en

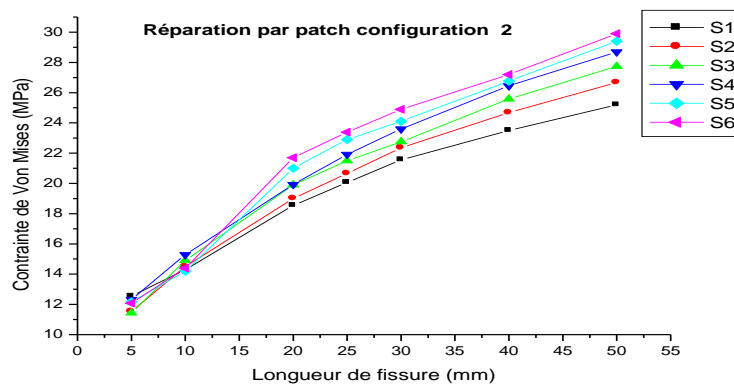
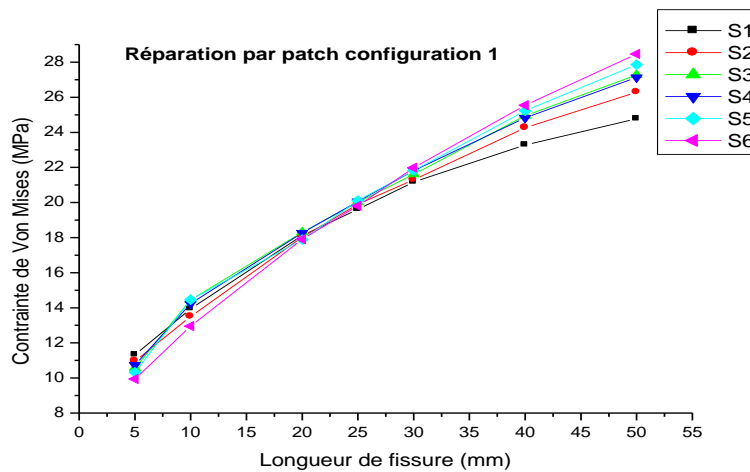
fonction de l'orientation des fibres, pour cela il y a une différence dans la forme de la courbe en les comparant avec le cas d'une réparation composite en bloc ou multicouches avec la séquence d'empilement  $[0_8]_s$ .

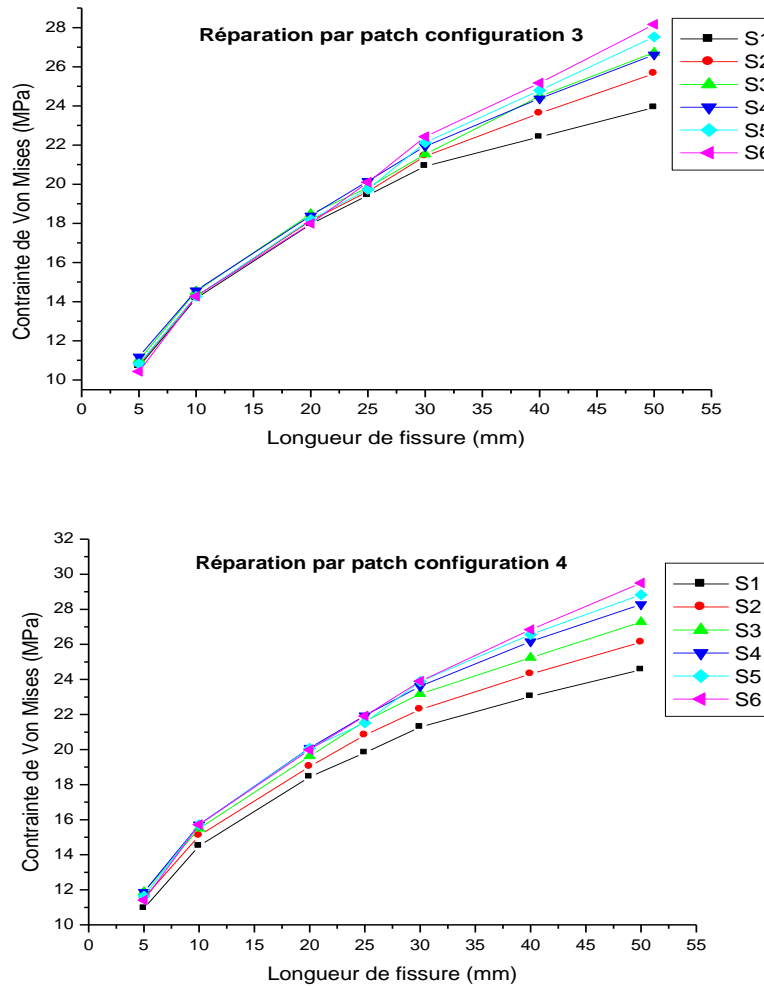
### III.5.4 Analyse des contraintes dans la couche adhésive :

Afin d'analyser les conséquences de la modification apportée à la plaque et le mode de simulation du composite, on a étudié la variation de la contrainte maximale de contrainte de cisaillement et de Von Mises dans la couche adhésive.

- **Contrainte de Von Mises :**

La figure III.15 présente la variation de la contrainte de Von Mises maximale dans la couche adhésive en fonction de la longueur de la fissure pour les différentes séquences d'empilements du patch composite.





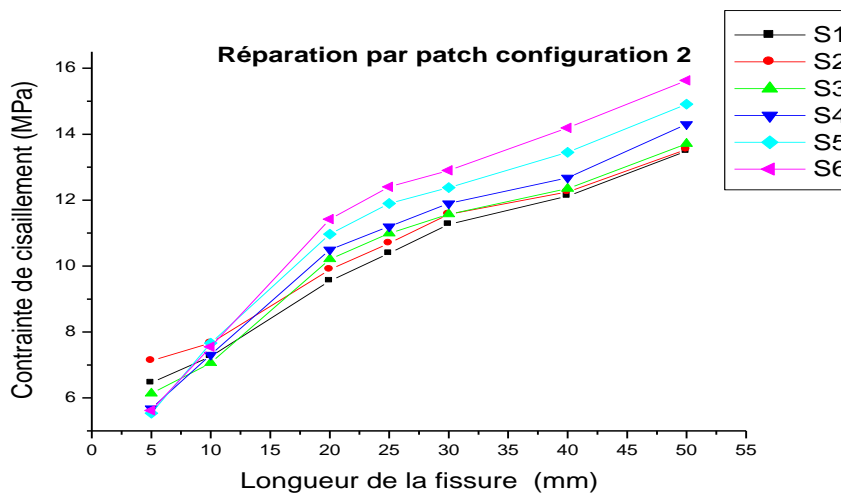
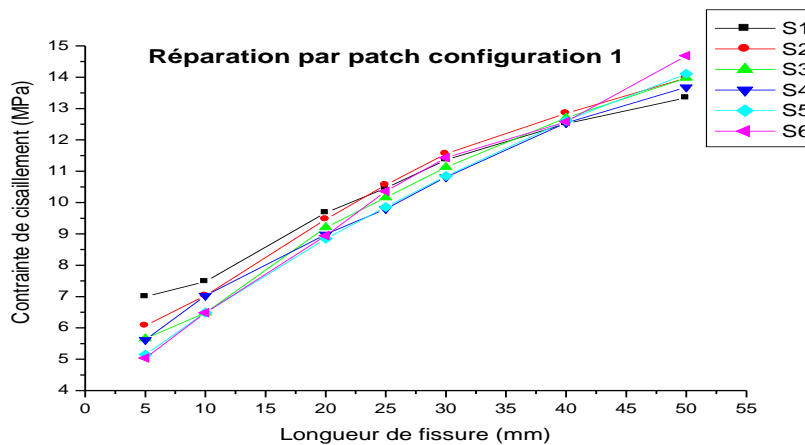
**Figure III.15 :** Variation de la contrainte de Von Mises en fonction de la longueur de la fissure pour différentes séquences d'empilement

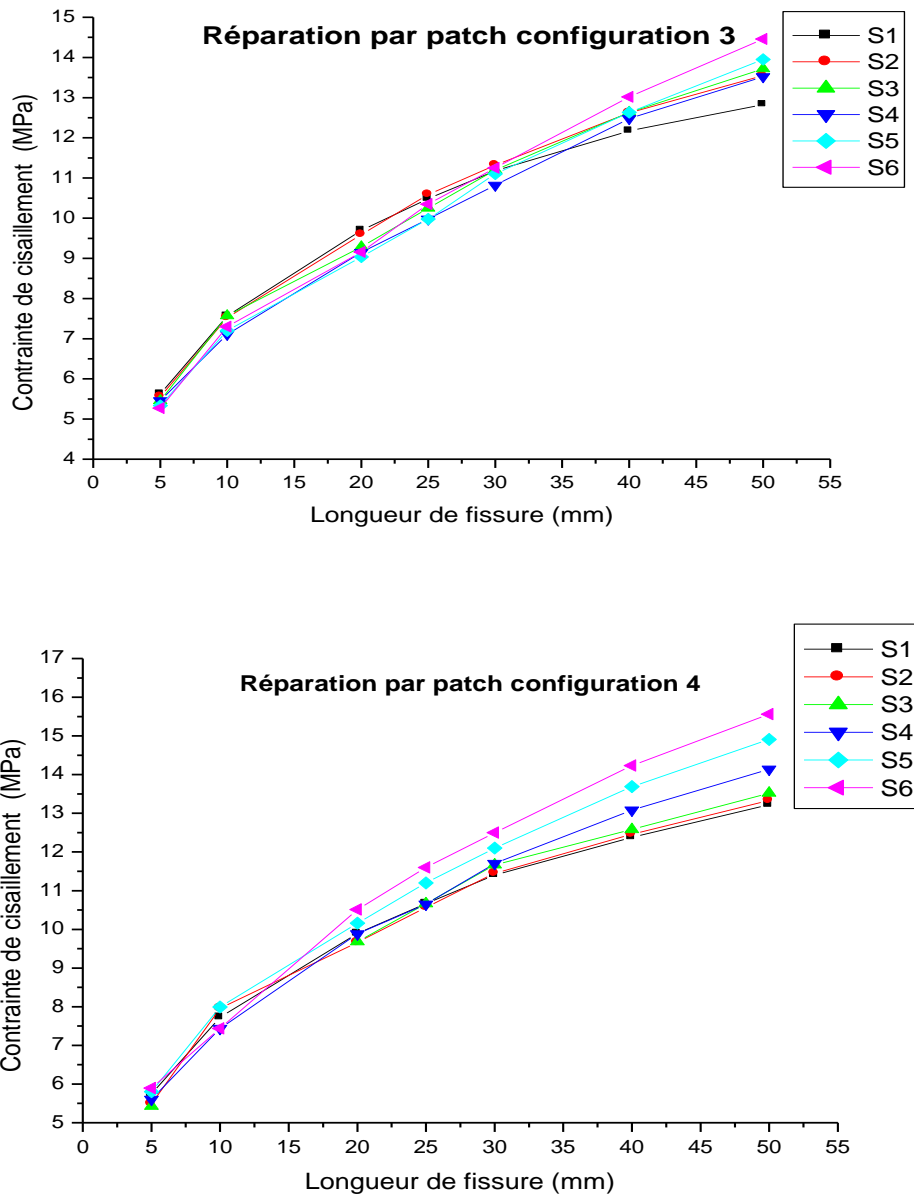
On remarque que l’allure des différentes courbes est identique quel que soit le mode de simulation du patch composite et la modification apportée à la plaque. Pour la séquence d’empilement  $[0_8]_s$ , on remarque que les valeurs de la contrainte de Von Mises sont faibles dans le cas où le composite est modélisé en bloc et avec la modification apportée à la plaque. Les valeurs de la contrainte de Von Mises, sont trop proches pour les différentes modes de simulation du composite. Mais l’effet du mode de simulation du patch composite apparait pour des longueurs de fissure importantes qui signifient que la tête de la fissure se trouve proche des bords libres du patch. En variant la séquence d'empilement, on observe le même comportement pour la variation de la contrainte de Von Mises. Sauf que les valeurs varient en fonction de l'angle d'orientation des fibres. Les valeurs les plus faibles sont notées pour la séquence d’empilement  $[0_8]_s$ , dans ce cas le patch composite absorbe une grande partie des contraintes de la colle. Pour la séquence

d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_S$ , les propriétés du composite deviennent faibles, et donc moins de contraintes absorbées par le patch ce qui provoque une importante concentration des contraintes dans l'adhésive et donc des valeurs élevées de l'intégrale J dans la plaque.

Le mode de simulation composite influence la valeur de la contrainte Von Mises. Pour les petites longueurs de fissure, l'effet de la séquence d'empilement disparaît, cet effet se poursuit jusqu'à une valeur de longueur de fissure  $a = 25\text{mm}$ . De même, il est à noter que la séquence d'empilement n'a aucun effet dans le cas où le composite est modélisé en bloc avec un adhésif à l'extérieur de la plaque et ceci pour une longueur de la fissure atteint 25mm. Par contre, dans le cas où le composite est modélisé en multicouches, la séquence d'empilement a un effet sur la valeur de la contrainte Von Mises.

- **Contrainte de cisaillement :**





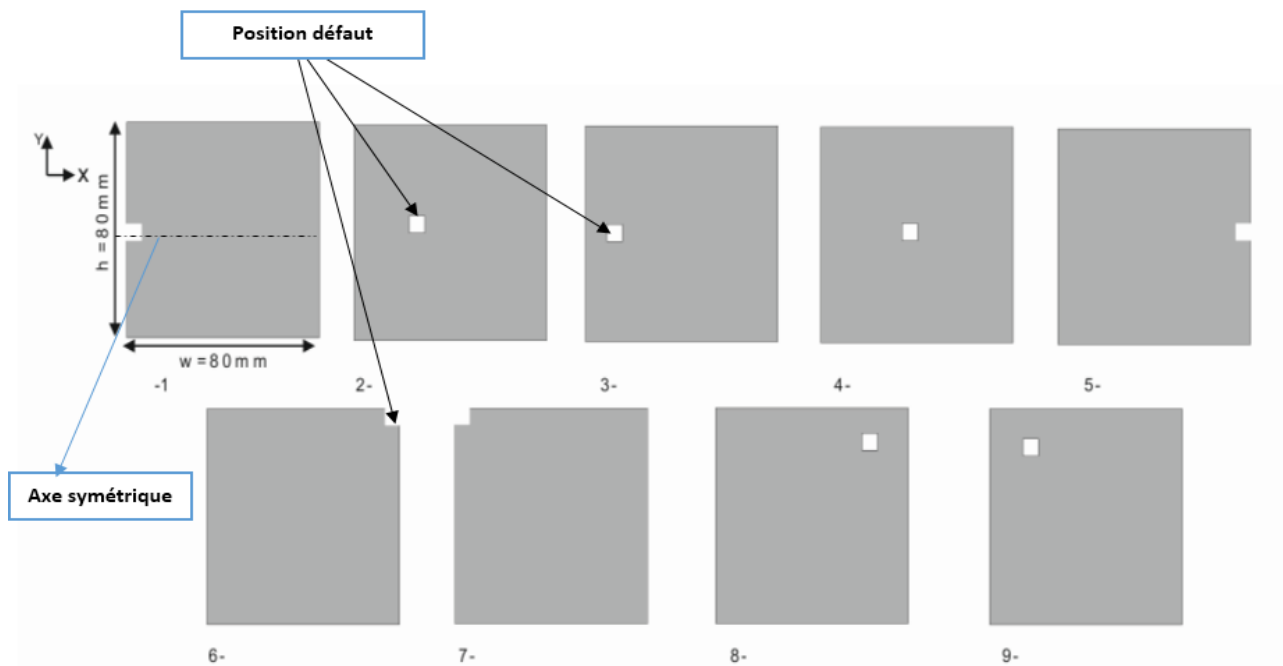
**Figure III.16 :** Variation de la contrainte de cisaillement  $\tau_{23}$  en fonction de la longueur de la fissure pour différente séquence d'empilement

Pour les contraintes de cisaillement, le même comportement est observé sauf que les valeurs sont un peu plus faibles que les contraintes de Von Mises (figure III.16)



### III.5.5 Analyse de la présence de défaut de collage dans la couche d'adhésive :

Pour l'analyser l'influence de la présence de défaut de collage sur le transfert de charge vers le patch et par conséquent sur la qualité de réparation et la valeur de l'intégrale J au niveau de la fissure, on a modélisés la présence d'un défaut dans la couche adhésive. On a supposé un défaut de forme carré de dimension (1x1) mm<sup>2</sup> dont sa position est aléatoire. On a essayé de varier la position du défaut dans la moitié supérieure de la colle vue la symétrie qui existe par rapport à la fissure (Figure III.17).

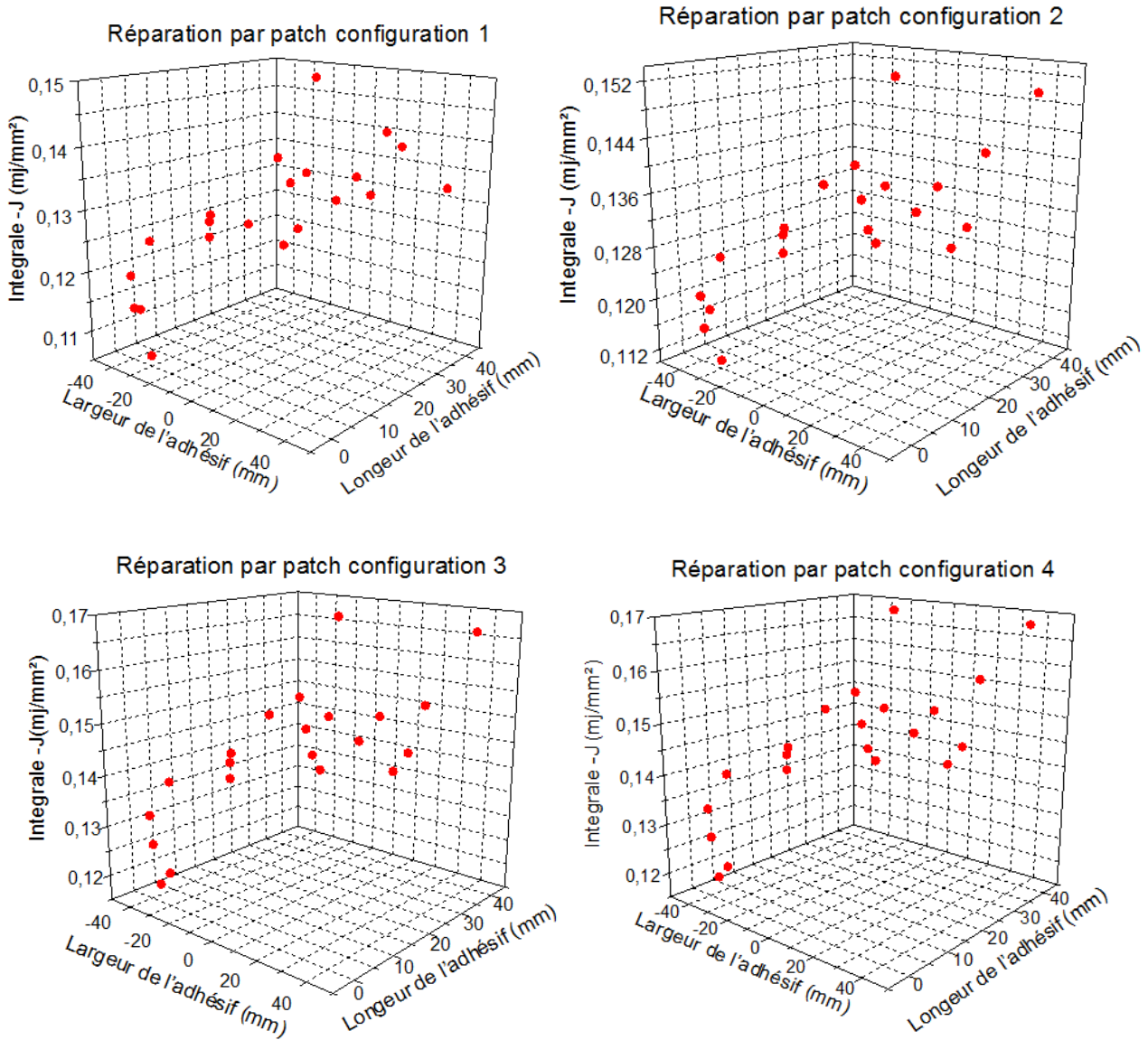


**Figure III.17** : Différentes positions du défaut dans la couche adhésive

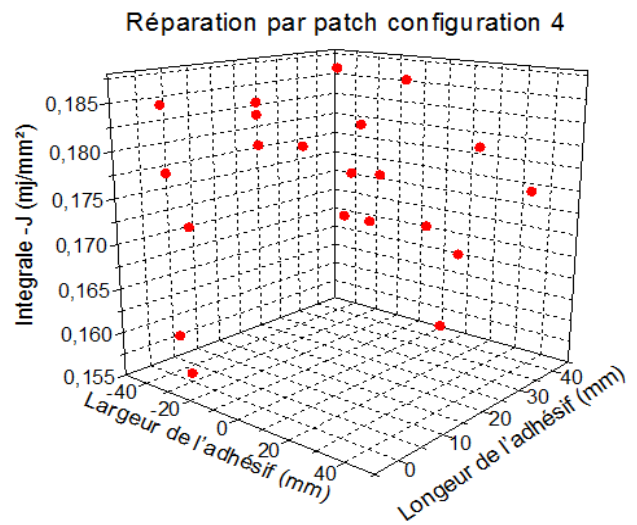
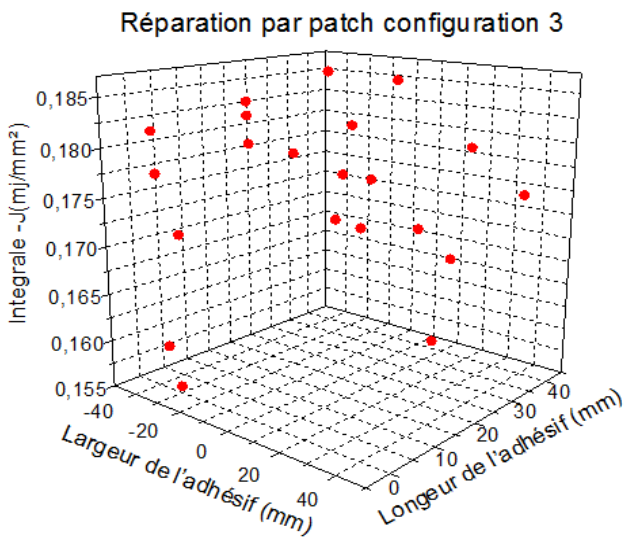
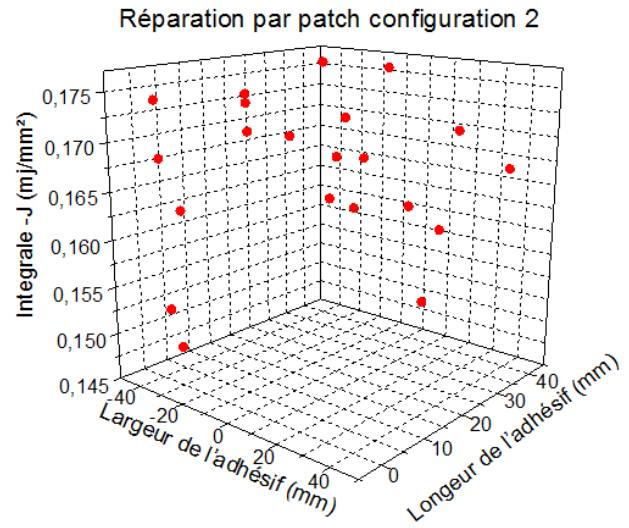
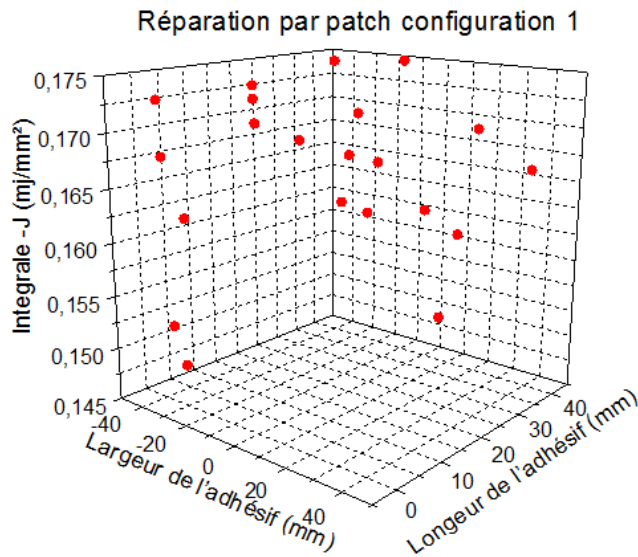
Le maillage de la plaque, colle et patch est le même que l'analyse précédente. Le choix de la position du défaut est basé sur la valeur maximale des contraintes dans la couche d'adhésive. On a choisis des positions proches de la fissure, au niveau de la fissure et au niveau des bords libres.

- Analyse de la variation de l'intégrale J :

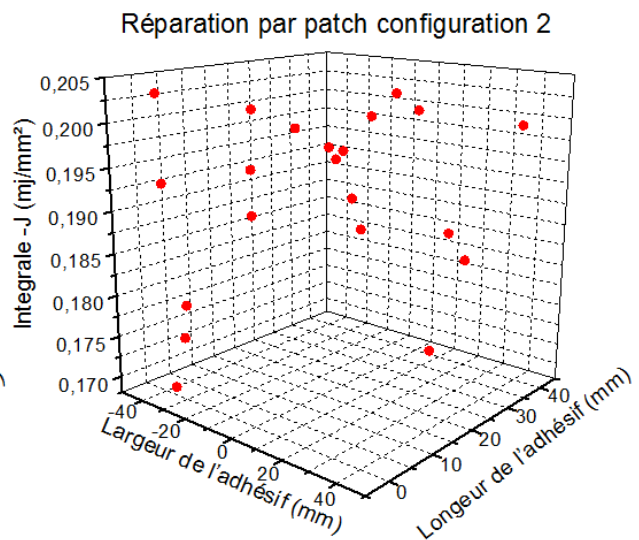
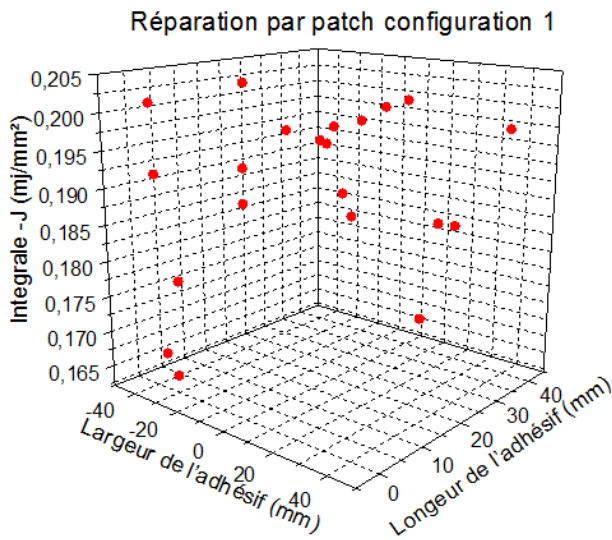
La variation de l'intégrale J en fonction de la position du défaut est représentée dans la figure III.18

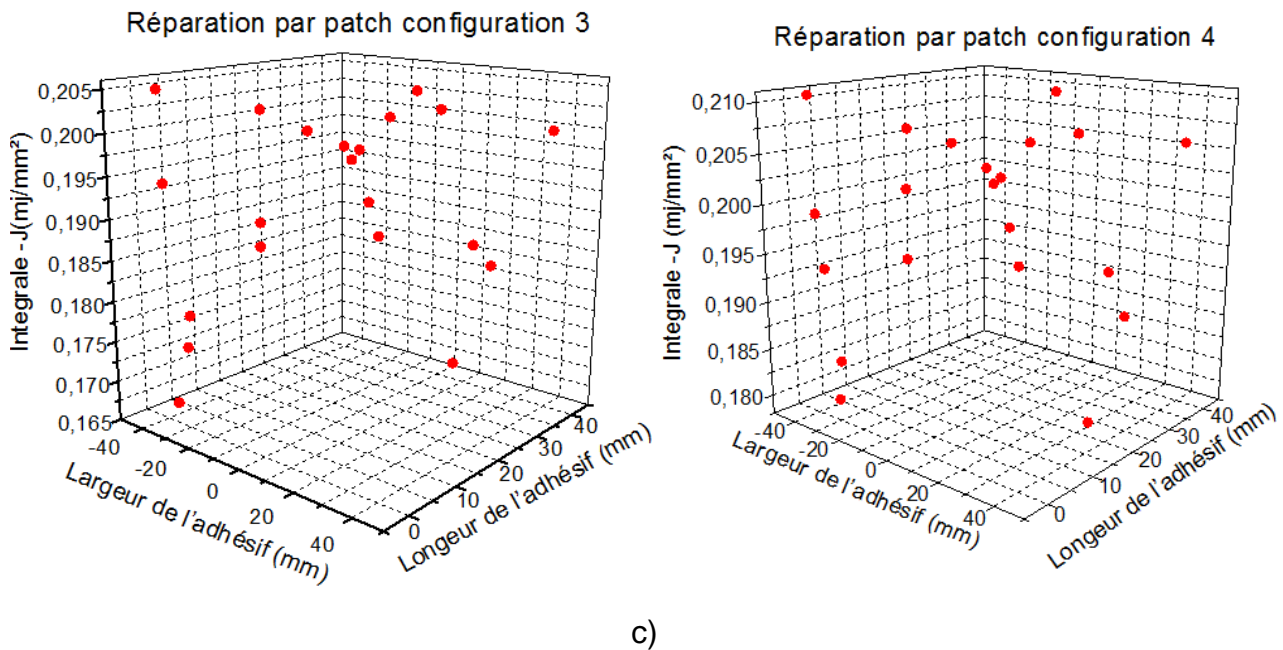


a)



b)





**Figure III.18:** Variation de l'intégrale J en fonction des positions du défaut a) Pour longueur de fissure  $a=10\text{mm}$ , b) Pour longueur de fissure  $a=20\text{mm}$ , c) Pour longueur de fissure  $a=30\text{mm}$ .

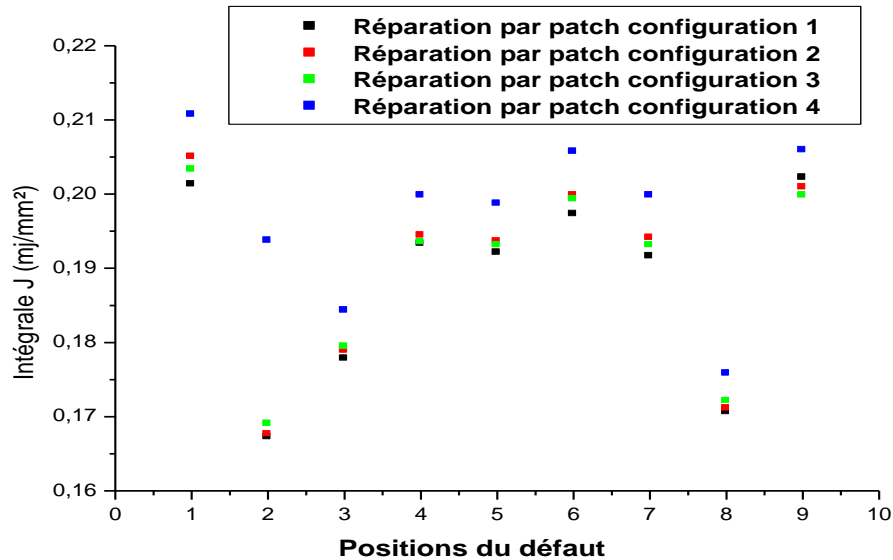
On remarque que la valeur de l'intégrale J varie en fonction des positions du défaut, de la longueur de la fissure et le mode de simulation du composite. Les valeurs les plus faibles sont notées pour le cas où le patch est considéré comme un seul bloc pour une longueur de fissure  $a=10\text{ mm}$ .

Si le défaut se trouve dans le cœur de l'adhésif, la valeur de l'intégrale J n'est pas significative car à ces zones la présence du défaut n'a pas d'effet sur le comportement de l'adhésif. Cependant, si le défaut se trouve au niveau des bords libres de l'adhésif la valeur de l'intégrale J est affectée car dans ces zones, la concentration des contraintes est importante.

Pour les positions du défaut qui sont au niveau du cœur de l'adhésif, l'effet du mode de simulation du composite n'a pas d'influence sur la valeur de l'intégrale J.

Cependant, les valeurs de l'intégrale J varient selon le mode de simulation du composite pour des positions de défaut qui sont au niveau des bords de l'adhésif. La valeur de l'intégrale J augmente considérablement si la longueur de fissure augmente.

La figure III.19 représente clairement l'effet de la position du défaut sur la valeur de l'intégrale J ( $a=30\text{mm}$ ).



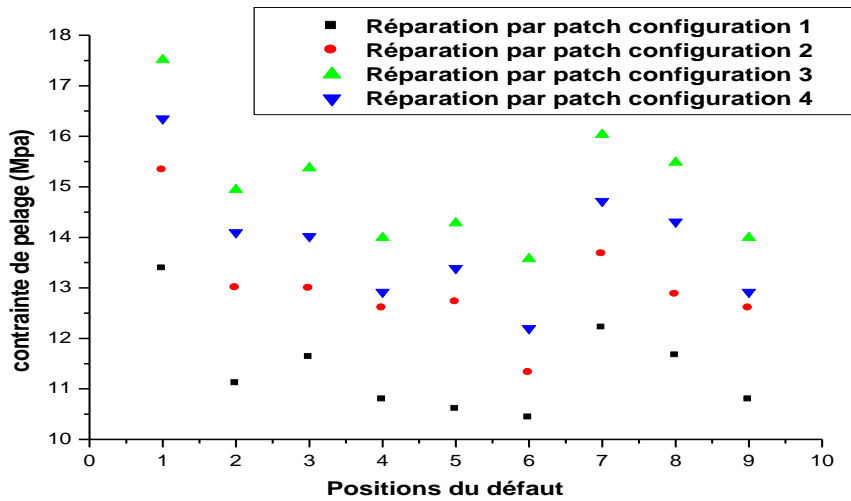
**Figure III.19 :** Variation de l'intégrale J en fonction des positions du défaut

On remarque clairement que les valeurs les plus élevées sont notées pour le cas où le composite est modélisé en multicouches en prenant en compte la modification dans la plaque.

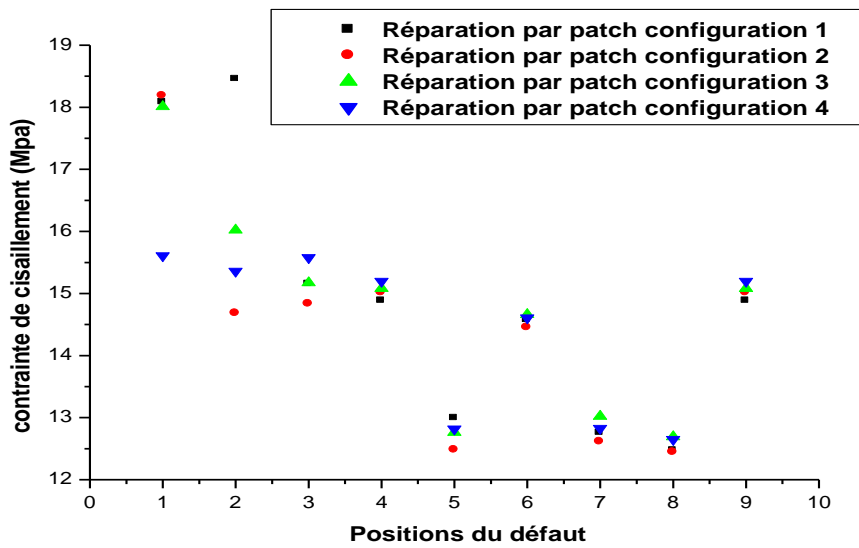
Les valeurs de l'intégrale J sont élevées dans le cas où le défaut se trouve au niveau de la position 1, 6, 9. Mais avec faibles valeurs pour le cas où le défaut qui se trouve au niveau des positions 2,3 et 8.

Pour le composite sous forme bloc et quelle que soit la position du défaut dans la couche adhésive les valeurs de l'intégrale J sont faibles.

De même pour les contraintes de pelage dans le patch, la valeur de la contrainte varie en fonction de la position du défaut dans la couche d'adhésif.



a)



b)

**Figure III.20 :** Variation de la contrainte en fonction des positions du défaut. a)Variation de la contrainte pelage  $\sigma_{33}$ . b) Variation de la contrainte de cisaillement  $\tau_{23}$ .

D'après les résultats de la figure III.20, la position du défaut n'a pas une grande influence sur la valeur de la contrainte de cisaillement. Notons également que les différentes configurations proposées de la plaque modifiée (Figure III.6) ou non et du composite (multicouches ou bloc) ont peu d'influence sur la valeur de la contrainte de cisaillement et ce quelle que soit la position du défaut dans la couche adhésive. Pour le patch composite modélisé sous forme multicouches, les valeurs de la contrainte de cisaillement sont faibles, car la contrainte de cisaillement est répartie à la fois à l'interface

plaque / adhésif / composite et entre les couches du composite. Les valeurs les plus élevées sont notées pour la position de défaut 1.

### **III.6 Conclusion**

L'analyse des résultats nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- Le patch composite réduit considérablement l'Intégrale J et les contraintes dans les différents substrats.
- L'enlèvement d'une quantité de matière sur la zone endommagée d'environ 0,2 mm n'affecte pas la valeur de l'Intégrale-J et la concentration des contraintes, une très légère élévation de la valeur de la contrainte de Von Mises est noté d'environ 5% au max quel que soit la longueur de la fissure.
- La séquence d'empilement joue un rôle déterminant dans la de l'intégrale J et les contraintes de cisaillement dans l'adhésif et le pelage dans le patch.
- Si la structure est réparée par patch, la plaque avec modification présente moins de contraintes dans la zone endommagée (une baisse d'environ 3% pour les petites fissures et plus de 1 % pour les longueurs de fissure importantes) puisque le transfert de charge est meilleur que dans le cas de la plaque sans modification.
- Le mode de simulation du composite est important dans l'analyse de la distribution des contraintes ; la simulation du composite en multicouches est plus efficace que celle en bloc car nous introduisons les propriétés mécaniques réelles pour chaque couche en fonction de l'orientation des fibres.
- La séquence d'empilement joue un rôle décisif dans la réduction des contraintes l'intégrale J dans la plaque et cisaillement dans l'adhésif et les contraintes de décollement dans le patch.
- Quel que soit la séquence d'empilement, la structure avec modification présente pratiquement les mêmes valeurs de l'intégrale J que pour la plaque sans modification.
- La valeur de la contrainte de pelage dans le patch suite au transfert de charge ne sera pas affectée par la modification apportée à la plaque ; de même pour les contraintes de Von mises et de cisaillement dans l'adhésive.
- Cependant en présence du défaut de collage, la plaque avec modification présente une légère augmentation de la valeur de l'intégrale J par rapport à la plaque sans

modification et tout dépend de la position du défaut de collage et de la longueur de la fissure.

- En présence du défaut de collage, les contraintes de pelage sont élevées dans le patch en présence de la modification apportée à la plaque
- La présence d'un défaut a affecté d'une façon considérable la valeur de l'Intégrale J et les contraintes dans les deux substrats.

### **III.7 Reference:**

- [1] Erdogan F, Ratwani M, (1971) Stress distribution in bonded joints. *J Compos Mater* 5:378–93.
- [2] da Costa Mattos HS, Monteiro AH, Palazzetti R, (2012) Failure analysis of adhesively bonded joints in composite materials. *J Mater Des* ;33:242–7.
- [3] Madani, K., Touzain, S., Feaugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. *Computational Materials Science*, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016/j.commatsci.2009.12.005
- [4] Pradhan S.S., et al. (2020). Experimental study on mechanical performance of cracked aluminium alloy repaired with composite patch. *Materials Today: Proceedings* Volume 26, Part 22020 Pages 2676-2680
- [5] Bishnupriya Dehuri, Shashwati Soumya Pradhan (2020). Correlations between hardness and tensile strength of cracked aluminium plates repaired with composite patch. *Materials Today: Proceedings* Volume 21, Part 22020 Pages 1335-1339.
- [6] Abdullah Maleki and al (April 2019). The fatigue failure study of repaired aluminum plates by composite patch using Acoustic Emission Engineering Fracture. *Mechanics* Volume 2101 Pages 300-311.
- [7] Akbarpour S, Hallström S. (October 2019). Reinforcement around holes in composite materials by use of patched metal inserts. *Composite Structures* Volume 2251 Article 111084.
- [8] Gursahib Singh Bhatia, A. Arockiarajan (October 2019) Fatigue studies on patch repaired carbon/epoxy woven composites *Composites Part B: Engineering* Volume 17515 Article 107121.
- [9] Y. W. Kwon, B. L. Hall. (January 2015) Analyses of cracks in thick stiffened plates repaired with single sided composite patch *Composite Structures* Volume 119 Pages 727-737.
- [10] Heung Soo Kim, Maenghyo Cho, Jaehun Lee, Antoine Deheeger, Jean-Denis Mathias (12 December 2010) Three dimensional stress analysis of a composite patch using stress functions. *International Journal of Mechanical Sciences* Volume 52, Pages 1646-1659.
- [11] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, M. Ratwani, (3 April 2009). Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/epoxy composite patch. *International Journal of Adhesion and Adhesives* Volume 29, page 225-233.
- [12] Hongyong Jiang, Yiru Ren, Zhihui Liu, ( November 2019). Numerical prediction for effects of fiber orientation on perforation resistance behaviors of patch-repaired composite panel subjected to projectile impact *Thin-Walled Structures* Volume 144 Article 106325.



- [13] Alpesh Makwana, A. A. Shaikh, A. K. Bakare, Chitturi Saikrishna. 3D Numerical Investigation of Aluminum 2024-T3 Plate Repaired with Asymmetric and Symmetric Composite Patch. *Materials Today: Proceedings* Volume 5, Issue 11, Part 3 2018 Pages 23638-23647.
- [14] Abdul Aabid, Meftah Hrairi, Jaffar Syed Mohamed Ali (9 April 2020). Optimization of composite patch repair for center-cracked rectangular plate using design of experiments method, *Materials Today: Proceedings* In press, corrected proof Available online.
- [15] O. Volkersen, (1938) The rivet load distribution in lap-joints with members of constant thickness subjected to tension, *Luftfahrtforschung* 15 41–47.).
- [16] R.D. Adams (Ed.), *Adhesive Bonding: Science Technology and Applications*, Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 2005)
- [17] Hart-Smith, (August 1974) *Analysis and Design of Advanced Composite Bonded Joints*, NASA contract report NASA TR-11234, McDonnell Douglas Corporation, California, August
- [18] S. Naboulsi, S. Mall, (1996) Modeling of a cracked metallic structure with bonded composite patch using the three layer technique, *Compos. Struct.* 35 .295–308.
- [19] Jarno Jokinen, Markus Wallin, Olli Saarela (October 2015) Applicability of VCCT in mode I loading of yielding adhesively bonded joints—a case study *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Volume 62, Pages 85-91
- [20] Rong Tian, Longfei Wen, Lixiang Wang (1 January 2019) Three-dimensional improved XFEM (IXFEM) for static crack problems *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Volume 343, , Pages 339-367
- [21] Mohammed Amine Bellali, Mohamed Mokhtari, Habib Benzaama, Fekirini Hamida, Boualem Serier And Kouider Madani, (2 March 2020). Using czm and xfem to predict the damage to aluminum notched plates reinforced with a composite patch *Journal Of Mechanics Of Materials And Structures*, Volume 15, No..
- [22] Viet-Hoai Truong Byeong-Su Kwak Rene Roy Jin-Hwe Kweon (15 August 2019). Cohesive zone method for failure analysis of scarf patch-repaired composite laminates under bending load. *Composite Structures*. Volume 222, 110895.
- [23] M. Mokhtari, K. Madani, M. Belhouari, S. Touzain, X. Feugas, M. Ratwani, (2013) Effects of composite adherend properties on stresses in double lap bonded joints, *Mater. Des.* 44 -633–639.
- [24] D. AIT KACI, K. MADANI, M. MOKHTARI, X. FEAUGAS, S. TOUZAIN, Impact of composite patch on the J-Integral in adhesive layer for repaired Aluminum plate.
- [25] Bernhard Horn, Johannes Neumayer and Klaus Drechsler, (2018) .Influence of patch length and thickness on strength and stiffness of patched laminates. *Journal of Composite Materials*, Vol. 52(16) 2199–2212
- [26] Rezgani L. (2017), Hygrothermal ageing effect of ADEKIT A140 adhesive on the J-Integral of a plate repaired by composite patch. *Journal of Adhesion Science and Techno.*
- [27] Rezgani L. (2016), Influence of water ingress onto the crack propagation rate in an AA2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch. *Aerospace Science and Technology*
- [28] Madani, K., Touzain, S., Feugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. *Computational Materials Science*, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016/j.commatsci.2009.12.005
- [29] Shih CF, Moran B, Nakamura T. (1986) Energy release rate along a three dimensional crack front in a thermally stressed body. *Int J Fract*;30:79–102.
- [30] CADEC version 20.04.99. Copyright (1998) Ever J. Barbero. <<http://www.cemr.wvu.edu>>.
- [31] ABAQUS/CAE Ver 6.14 User's Manual. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, Inc.; 2015.

## **IV.1 Introduction :**

De par leurs excellentes propriétés spécifiques, les matériaux composites sont de plus en plus largement employés pour les structures aéronautiques où le poids et la sécurité tiennent une place importante dans la conception. Leur succès est dû aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux traditionnels : légèreté, bonne tenue à la fatigue, bonne résistance à la corrosion, possibilité d'obtenir des formes complexes. Le collage des matériaux composites est d'autant intéressant puisque la durabilité des assemblages collés dépend fortement de la nature de la fibre ainsi que la séquence d'empilement.

Les propriétés mécaniques globales d'une structure stratifiée dépendent du design de celle-ci. C'est-à-dire, elles dépendent de l'épaisseur, de l'orientation et du matériau de chaque pli ainsi que de la séquence d'empilement. De façon générale, le dimensionnement d'un stratifié débute par le choix d'un ensemble pertinent d'orientations de pli pour l'application considérée. [1-4].

L'utilisation du composite dans la réparation des dommages des structures aéronautique par collage présente une efficacité dans l'absorption des contraintes concentrées autour de la zone endommagée à travers l'adhésif. La forme du composite, la nature et l'orientation des fibres ainsi que la séquence d'empilement ont un grand rôle dans l'atténuation des contraintes dans la plaque endommagée. A cet effet plusieurs idées ont été présentées afin d'optimiser ce patch composite [5-6]

Des méthodes d'optimisation des patches composites en tenant compte de l'influence de l'empilement et de la géométrie du composite ont été mises en évidence dans plusieurs études [7-9].

Les matériaux composites comme tout autre matériau, en plus d'être mécaniquement performant, doivent remplir d'autres fonctions comme l'amortissement de chocs et de vibrations pour une bonne tenue en service.

Pour remplir cette double exigence, une des solutions est d'utiliser la technique d'hybridation. L'introduction du composite hybride ces dernières années apporte un grand avantage dans la compensation rigidité souplesse des plaques composite. Plusieurs études ont été effectuées dans ce contexte, N. Dhakal *et al* [10] avait évalué les propriétés mécaniques et thermiques des composites unidirectionnels hybrides, ils ont montré que l'incorporation des fibres de verre ou de Carbone dans les composites à fibres végétales augmente les propriétés mécaniques et la résistance à l'absorption d'eau des composites

hybrides. M. Nayeem Ahmed *et al* [11]. Ont étudié le comportement et les propriétés de résistance à la traction du matériau composite hybride composant des fibres de verre, des fibres de Carbone et du graphite avec de la résine époxy 5052.

D'autres études [12] ont utilisé le composite hybride comme étant un patch de réparation et ils ont montré que la position des fibres d'Aramide ou de Carbone dans le composite hybride a une conséquence dans la résistance de la structure réparée.

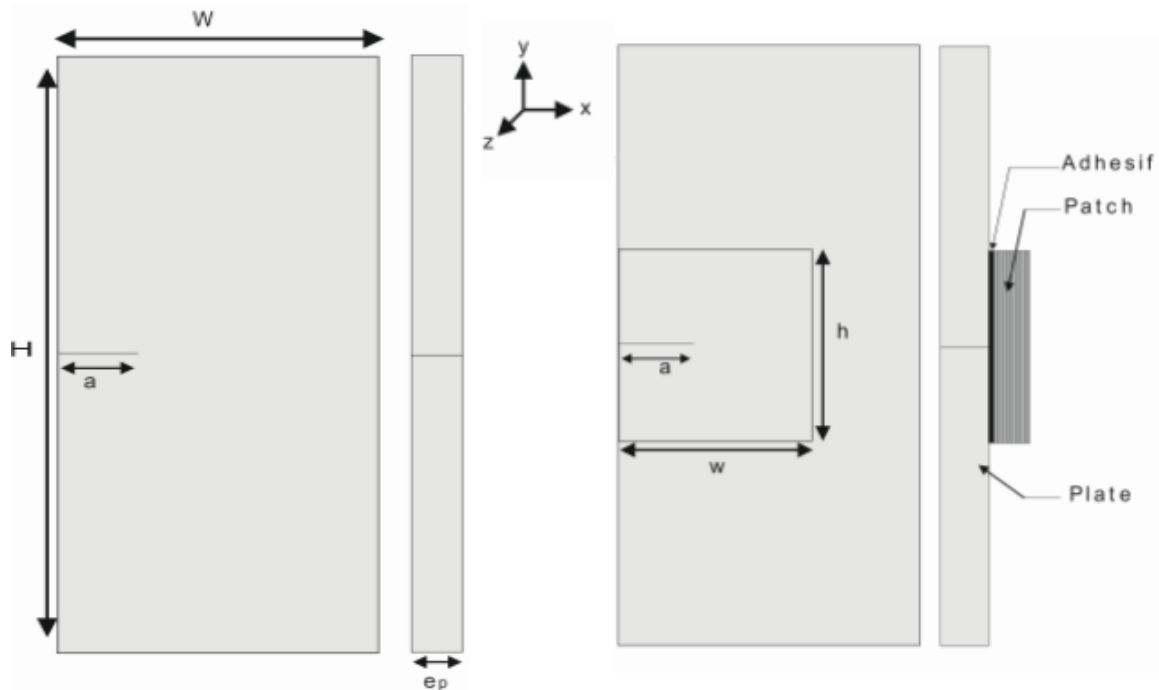
Dans les structures réparées il faut toujours faire un choix sur le composite de réparation par optimisation de sa forme, et en lui assurant des propriétés mécaniques élevées afin d'absorber le maximum de contrainte de la zone endommagée sans toutefois oublier la nature de l'adhésive qui est aussi un paramètres important. La plupart des recherches dans le domaine de collage n'ont pas pris en compte la présence de défauts de collage dans leurs études. L'analyse des contraintes dans la couche adhésive est importante car cette dernière est le maillon le plus faible de la structure où ses propriétés mécaniques sont les plus faibles. et donc une dégradation rapide de celle-ci vis à vis les sollicitations mécaniques et/ou thermique. Cependant, peu de recherches ont été consacrées à l'étude de l'effet de la présence de défauts de collage [7,13-15] sur le transfert de charge de la structure vers le composite de réparation.

L'objectif de notre travail est d'analyser le comportement en rupture d'une structure fissurée et réparée par patch en composite hybride. L'approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture fondée sur l'intégrale-J, est utilisée pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée par patch. D'une part, l'influence des propriétés mécaniques du patch composite hybride, ainsi que l'épaisseur des différentes couches du patch et la taille de la fissure ont été mis en évidence sur l'intégrale-J et les contraintes dans le patch et la couche adhésive. D'autre part, l'utilisation d'un patch hybride ainsi que la présence de défaut dans la couche adhésive ont été mis en considération. Les résultats de l'analyse numérique montrent clairement l'utilisation d'un composite hybride réduit considérablement l'intégrale-J. L'utilisation d'un patch hybride apporte une meilleure réparation en optimisant la position des différentes couches ainsi que leurs orientations. la présence de défaut dans la couche adhésive a aussi une conséquence sur le transfert de charge.

## IV.2 Modèle géométrique et propriétés mécaniques des matériaux :

On considère une plaque en Aluminium 2024-T3 de dimensions ; Hauteur  $w=125\text{mm}$  et Longueur  $L=250\text{mm}$  avec une épaisseur  $e=2\text{mm}$  comme le montre la figure IV.1 .Une fissure latérale de dimensions variable se présente dans cette plaque, qui sera réparée ensuite par un patch composite hybride.

Ce patch est collé sur la zone endommagée à l'aide d'un adhésif époxyde Adekit A140 [5]. Les dimensions des différentes structures sont représentées dans le Tableau IV.1.

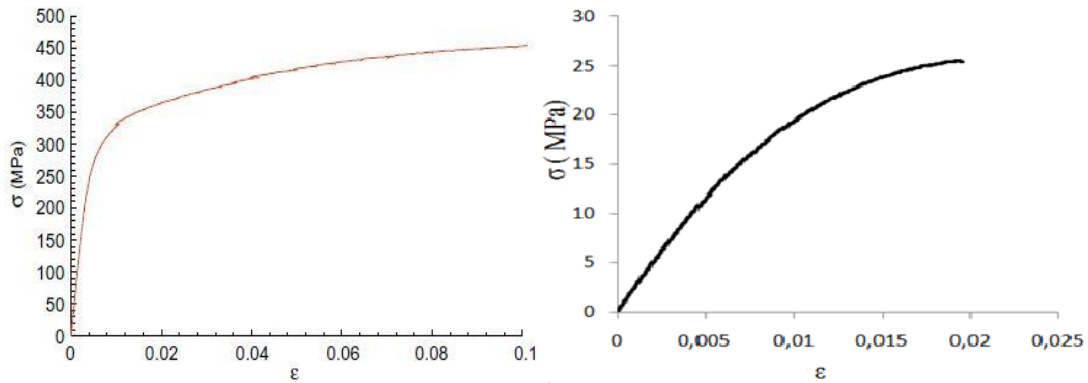


**Figure IV.1 :** Modèle géométrique.

	Hauteur H(mm)	Largeur W (mm)	Épaisseur e (mm)
Plaque	250	125	2
Adhésif	80	80	0.2
Patch	80	80	2

**Tableau IV.1:** Dimensions des différents substrats.

Les propriétés mécaniques de la plaque (aluminium 2024-T3) et de la colle ( Adekit-A140) sont tirées directement des essais de traction effectués au laboratoire LASIE en France.



a) **Figure IV.2** : Courbe de traction contrainte -déformation pour :  
a)- la plaque d'aluminium, b)- l'adhésif Adekit A140 [5].

A partir des deux courbes présentées dans la figure IV.2 on a déterminé les propriétés élastiques des deux substrats présentés dans le tableau IV.2. Cependant, pour le patch composite, on a présenté les propriétés mécaniques de la matrice et de la fibre et en utilisant le code de calcul CADEC [16] on a déterminé les propriétés mécaniques globales du composite ( tableau IV.3).

Materiaux		E (mpa)	U
Aluminium 2024-T3		68800	0.33
Adekit A140		2380	0.3
Patch composite	Matrice 3501-6 Epoxyde	4200	0.34
	Kevlar 49	124106	0.36
	IM7 Carbone	276000	0.2

**Tableau IV.2** : Propriétés mécaniques des différents matériaux.

Matériaux	E <sub>1</sub> (MPa)	E <sub>2</sub> (MPa)	E <sub>3</sub> (MPa)	U <sub>12</sub>	U <sub>13</sub>	U <sub>23</sub>	G <sub>12</sub> (MPa)	G <sub>13</sub> (MPa)	G <sub>23</sub> (MPa)
<b>Carbone /Epoxyde</b>	128600	9766	9766	0.346	0.346	0.346	5252	4364	4364
<b>Aramide /Epoxyde</b>	73525	9594.1	9594.1	0.4	0.4	0.58	4995.7	4995.7	4569.79

**Tableau IV.3** : Propriétés mécaniques d'une monocouche de composite avec une orientation de 0°.

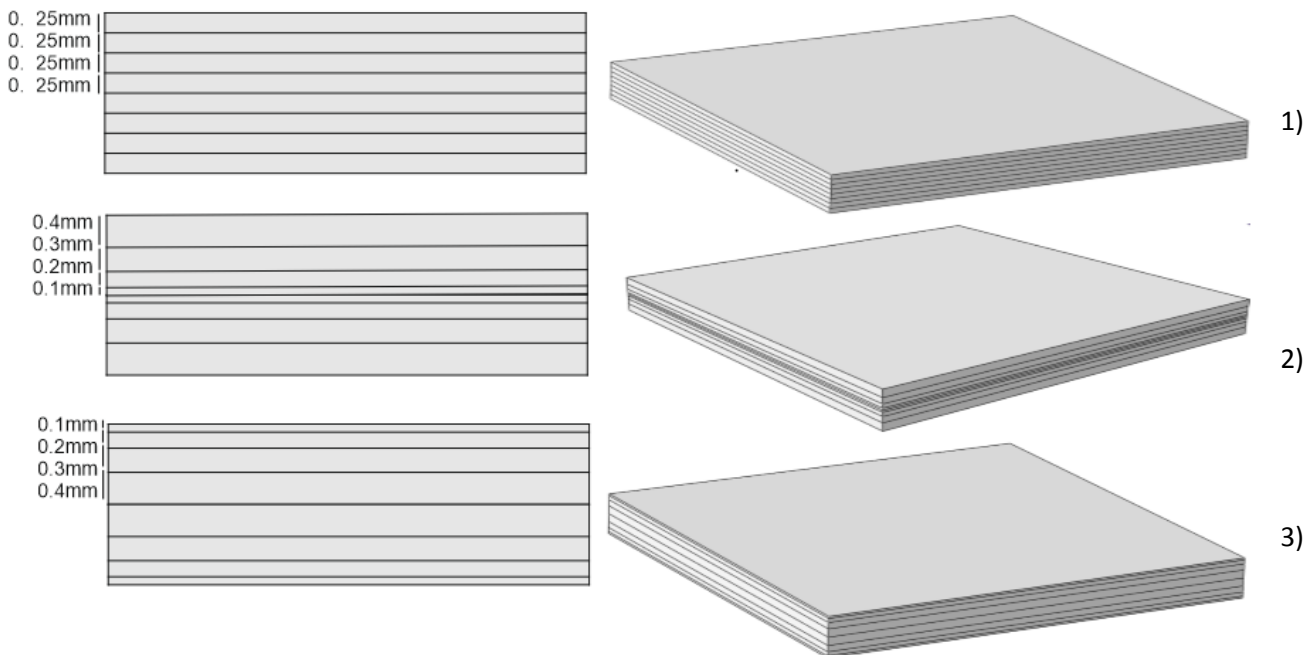
Deux séquences d'empilement ont été prises en considération voir tableau IV.4. Avec le même nombre de couches pour les deux stratifiés, par contre, des propriétés mécaniques différentes.

Séquence 1	Séquence 2
$[0_8]_s$	$[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$

**Tableau IV.4 :** Deux séquences d'empilement utilisées pour le patch composite.

Dans cette partie d'étude, on a essayé d'apporter une nouvelle conception pour le patch composite en considérant différentes configurations et qui sont illustrées dans la figure IV.3. Tout d'abord, on a essayé d'utiliser un patch avec des couches identiques de même épaisseur (figure IV.3.a). Deuxièmement, on a modifié la valeur de l'épaisseur de chaque couche de sorte que l'épaisseur prend une valeur minimale dans la couche extérieure et augmente en allant vers le milieu du composite (Figures IV.3.b) et pour la dernière configuration, l'épaisseur prend une valeur maximale dans la couche extérieure et diminue en allant vers le milieu du composite. (Figure IV.3.c).

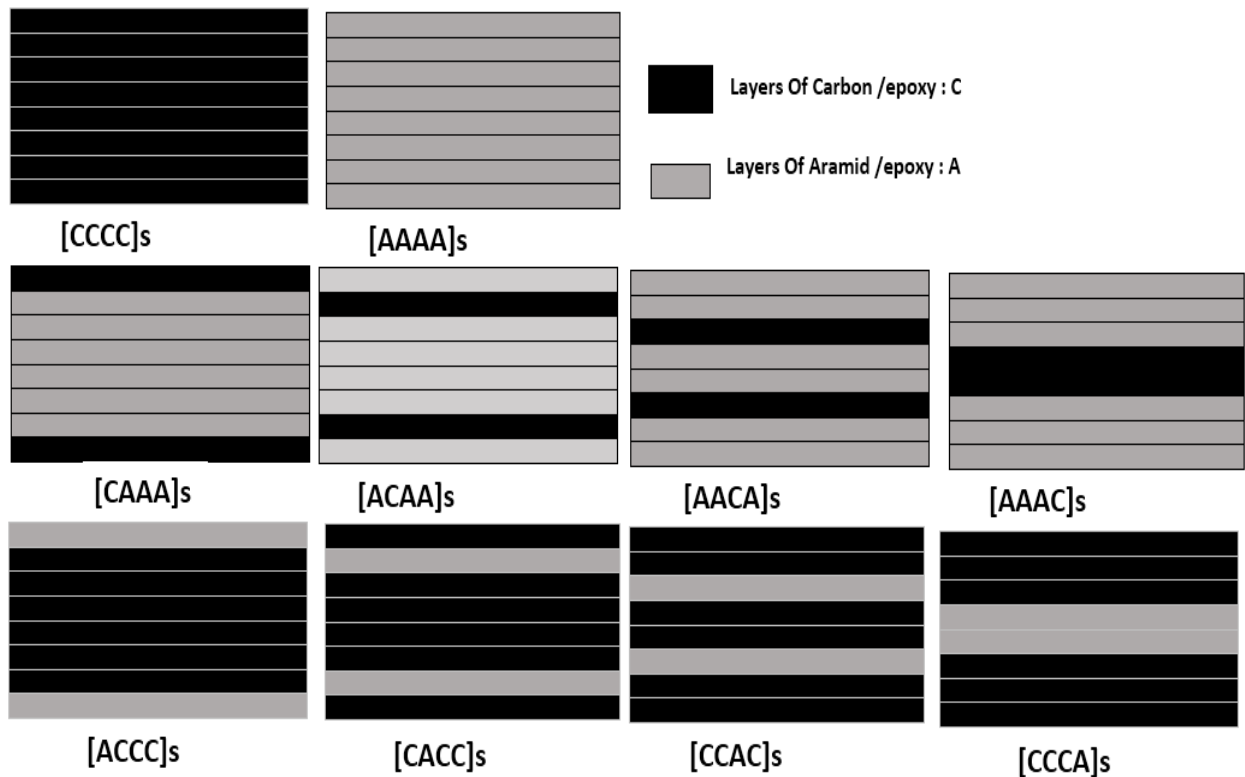
Le patch composite a été modélisé sous forme de multicouches successives ayant des orientations différentes ceci nous permettra d'introduire les propriétés mécaniques réelles de chaque couche sur la base des orientations des fibres. On a utilisé les équations d'homogénéisation pour déterminer les caractéristiques mécaniques du composite (code CADEC) [16].



**Figure IV.3 :** Représentation des trois configurations de patch différentes a) Configuration patch n°1 : l'épaisseur de chaque couche est constante dans le composite. b) Configuration patch n°2 : Valeur minimale de l'épaisseur des couches extérieures et

valeurs croissantes vers le milieu du composite. c) Configuration patch n°3 : Valeur maximale de l'épaisseur des couches extérieures et valeurs décroissantes vers le milieu du composite.

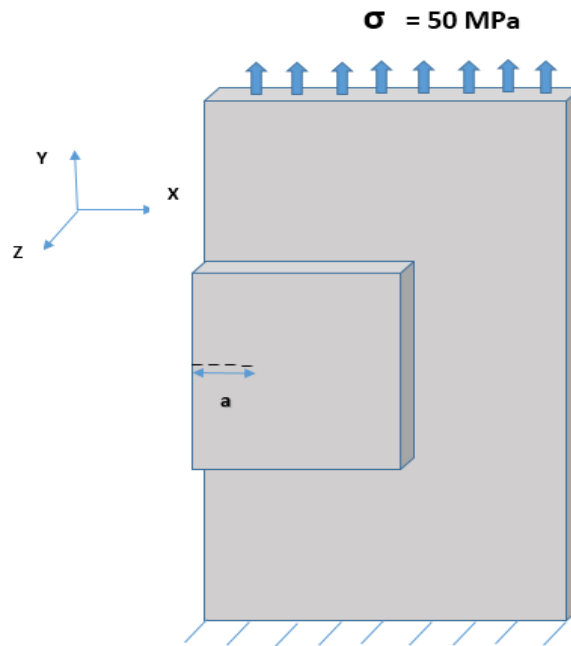
Dans la dernière partie de notre étude, nous avons modifié les propriétés mécaniques des différentes couches en choisissant un composite hybride comme le montre les séquences d'empilement suivantes (figure IV.4):



### IV.3 Condition aux limites et maillage :

Les conditions aux limites pour l'éprouvette en traction sont reproduites de la manière suivante figure IV.5 :

- Encastrement de la face inferieure de la plaque
- Contrainte de traction à l'autre face d'amplitude  $\sigma=50$  MPa.



**Figure IV.5 :** Modèle de l'éprouvette de traction.

L'analyse numérique a été effectuée par le code de calcul ABAQUS [17], en utilisant la méthode des éléments finis, la structure a été maillée par des éléments de type hexagonale linear C3D8R de nombre variable selon la configuration du patch.

Matériaux		Nombre des éléments
Aluminium 2024-T3		39750
Adekit A140		1600
Patch composite	Configuration patch n°1	12800
	Configuration patch n°2	12800
	Configuration patch n°2	12800

**Tableau IV.5 :** Nombre d'éléments de maillage pour les différents substrats.

Un maillage raffiné est effectué à côté de la fissure et au niveau du patch et de l'adhésive.

L'adhésive a été considérée comme étant un troisième matériau afin qu'on puisse introduire ses propriétés mécaniques réelles, le contact est considéré comme étant parfait entre les différentes couches (Figure IV.6).



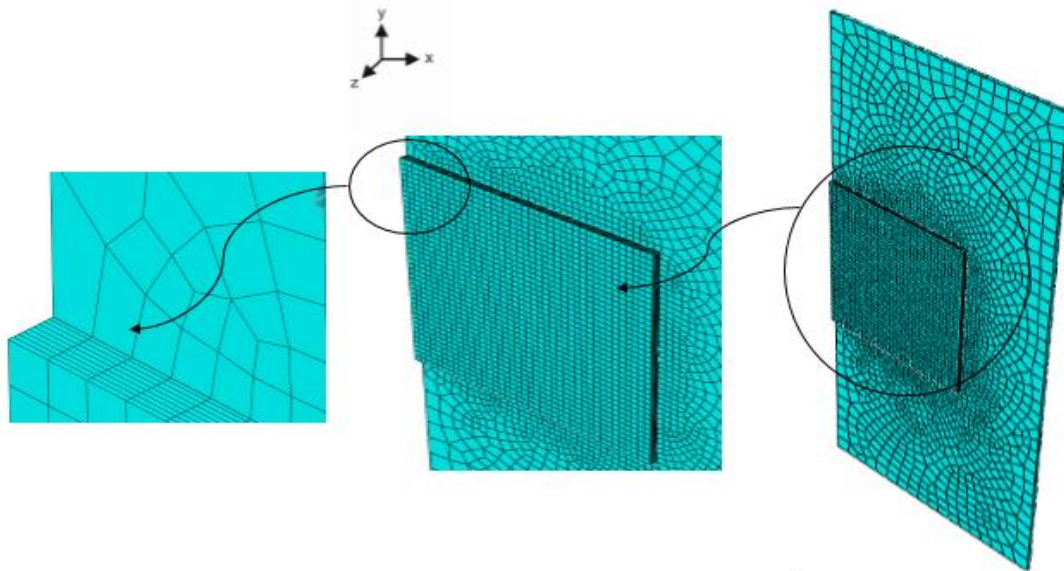


Figure IV.6: Détails du maillage de la plaque réparée.

#### IV.4 Analyse et résultats :

La figure IV.7 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque en aluminium endommagée et réparée par patch composite de type Carbone/époxyde.

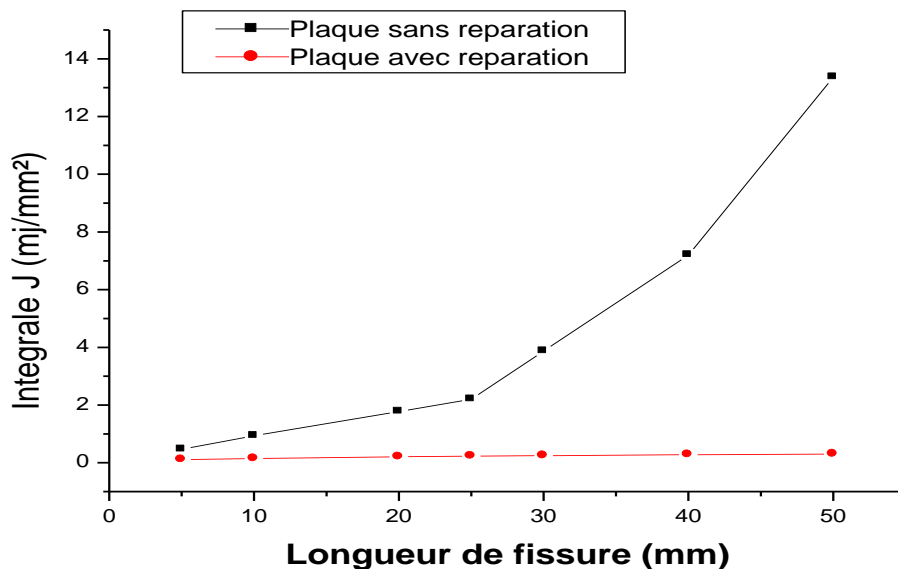


Figure IV.7 : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque endommagée et réparée par patch composite Carbone.

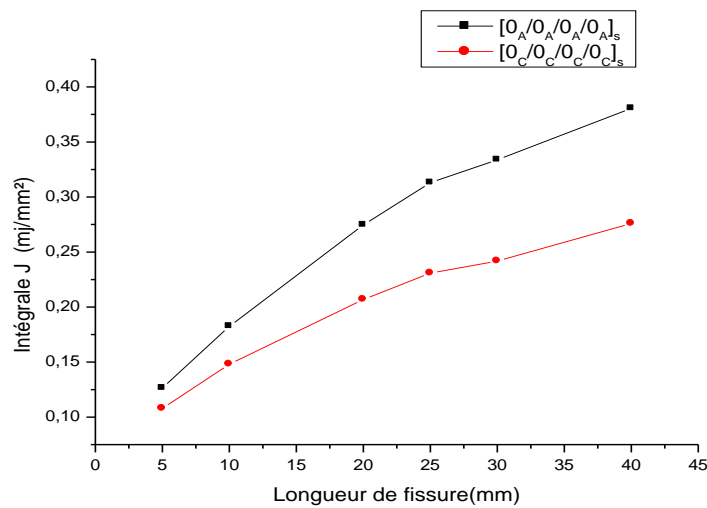
En utilisant la réparation par patch composite, on remarque que la valeur de l'intégrale-J est faible par rapport au cas de la plaque non réparée. Il est à noter

que la valeur de l'intégrale-J augmente avec l'augmentation de la longueur de la fissure. La pente de la courbe s'accroît et la valeur de l'intégrale-J augmente une fois atteint  $a=25\text{mm}$ .

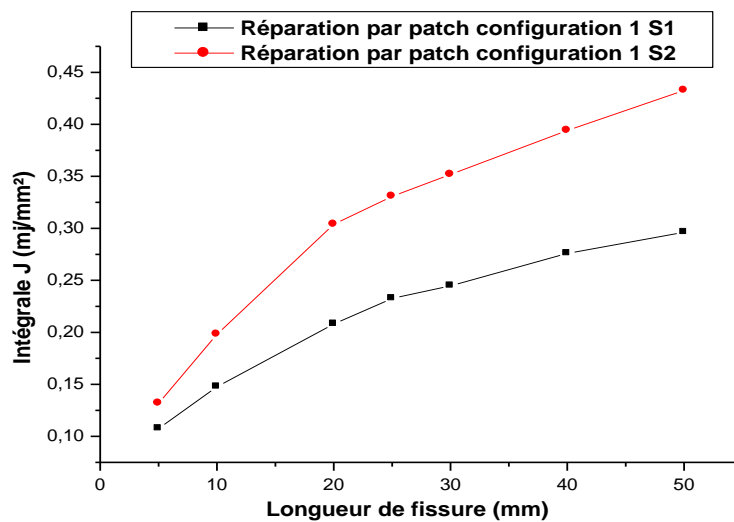
**IV.4.1 Effet de la nature et la séquence d'empilement du patch :**

**IV.4.1.1 Variation de l'intégrale-J :**

La figure IV.8 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour deux natures de patch (figure IV.8.a) et deux séquences d'empilement (figure IV.8.b).



a)



b)

**Figure IV.8 :** a) Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure. a) en fonction de la nature du patch composite b) pour deux séquences d'empilements.

La variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure est la même quel que soit la nature de la fibre (figure IV.8a), les valeurs de l'intégrale-J augmentent si le patch est constitué en fibre d'Aramide et diminue quand la nature de la fibre est en Carbone. La nature de la fibre joue un rôle important dans le transfert de charge de la plaque endommagée à travers l'adhésif. Si la fibre possède des propriétés mécaniques élevées, la valeur de l'intégrale-J diminue et vis versa, donc il est préférable pour assurer une longue durée de vie d'une structure endommagée de choisir un patch avec des caractéristiques mécaniques importantes. Pour de petites longueur de fissure, la nature de la fibre n'a pas d'importance par contre si la longueur de la fissure devient importante, la fibre qui présente des meilleures caractéristiques mécaniques assure à la structure une bonne résistance et donc une faible valeur de l'intégrale-J.

La séquence d'empilement joue un rôle déterminant dans le transfert de charge à travers l'adhésif de la zone endommagée et par conséquent sur la valeur de l'intégrale-J dans la plaque. On remarque d'après la figure IV.8.b que si les orientations des fibre sont selon la séquence d'empilement  $[0_8]_s$ , les propriétés mécaniques du patch deviennent importantes et par conséquent une absorption importante des contraintes de la zone endommagée par le patch composite.

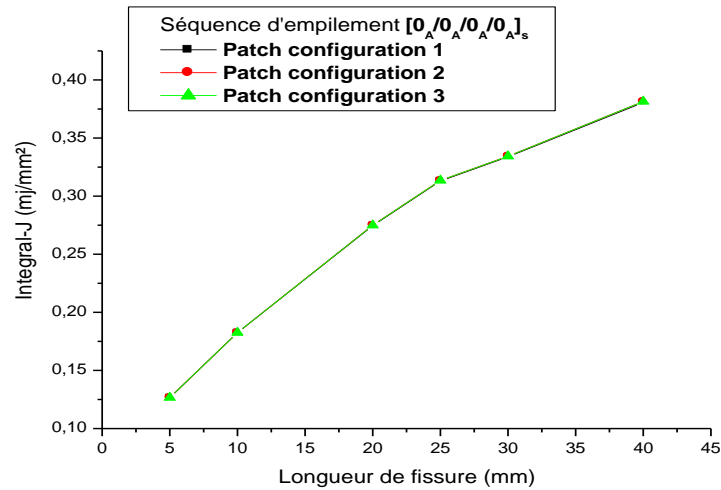
Par contre, si l'orientation des fibres sont selon la séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ , les propriétés mécaniques deviennent faibles et donc un mauvais transfert de charge et des valeurs de l'intégrale-J élevées. Si la longueur de fissure est importante, la concentration des contraintes est importante, et l'efficacité du patch apparait pour celui qui présente des propriétés mécaniques élevée  $[0_8]_s$ . Les courbes présentent deux pentes par rapport à la longueur de la fissure. Jusqu'à 20mm de longueur de la fissure l'écart de la valeur de l'intégrale-J est minimale pour les deux séquence d'empilement, cependant, en dépassant 20mm de longueur l'efficacité du patch avec la séquence  $[0_8]_s$  apparait clairement et l'écart de la valeur de l'intégrale-J devient important.

## **IV.4.2 Effet de configuration du patch composite :**

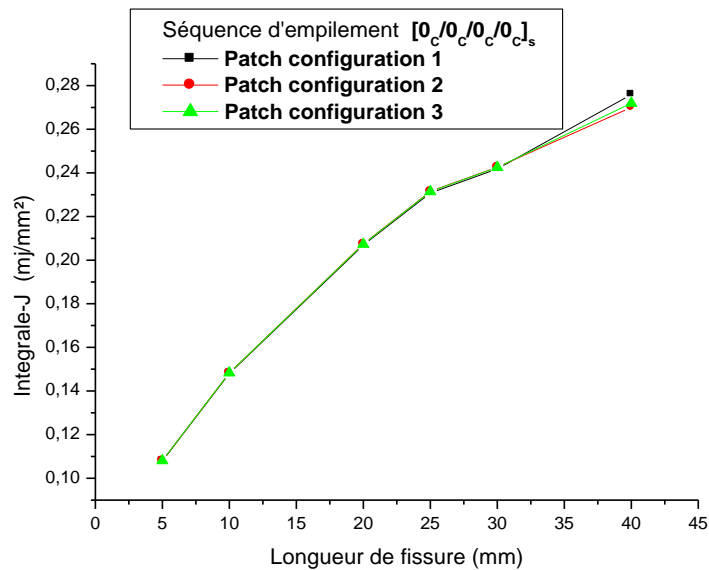
### **IV.4.2.1 Variation de l'intégrale-J :**

Selon la figure IV.3, trois configurations géométriques du patch ont été proposées afin de voir l'effet de la variation de l'épaisseur de chaque couche du patch composite sur le transfert de charge. La figure IV.9, présente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour les trois configurations et deux natures du patch composite.

On remarque clairement que les courbes sont identiques quel que soit la configuration du patch, les valeurs sont nettement constante pour chaque longueur de la fissure donc pas d'effet pour une séquence d'empilement  $[0_8]_s$  ceci dépend des propriétés mécaniques élevées du patch et donc la variation de l'épaisseur des différentes couches n'aura pas d'influence sur la valeur de l'intégrale-J. La même remarque est à noter si on change la nature des fibres du patch (figure IV.9.b).



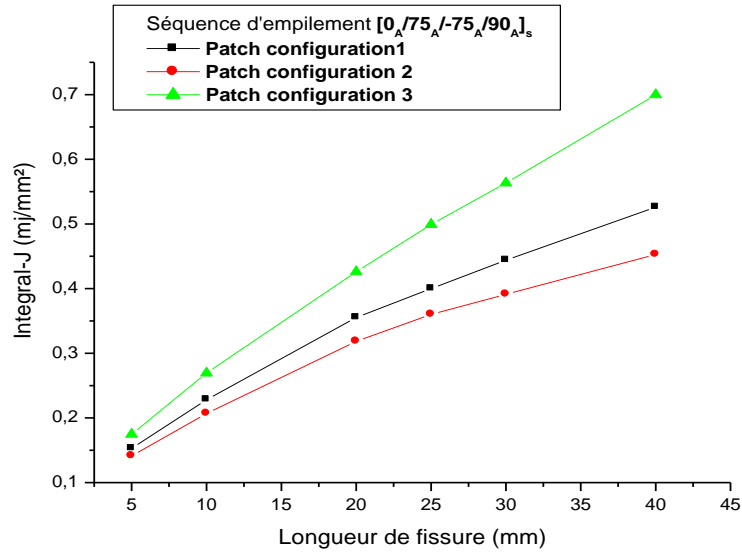
a)



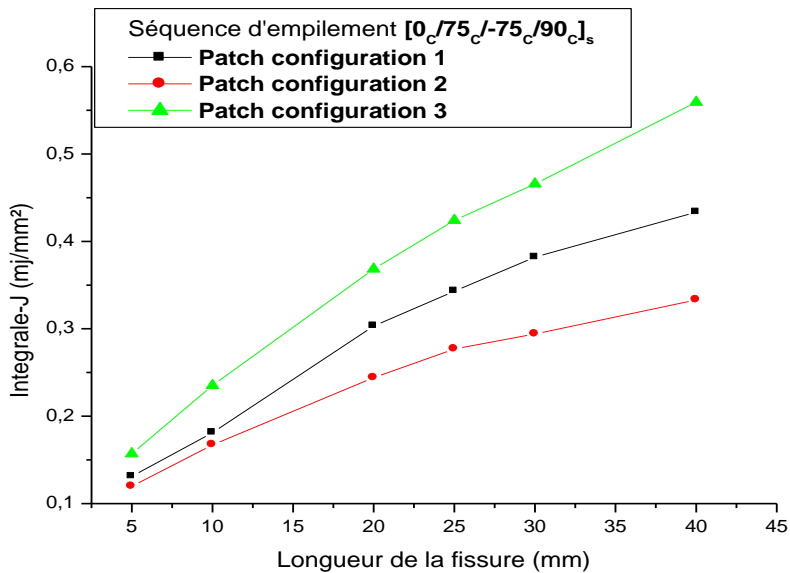
b)

**Figure IV.9 :** Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch de réparation Séquence d'empilement  $[0_8]_s$  a) Aramide b) Carbone.

Pour la séquence d'empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ , l'effet de la configuration du patch apparait clairement (figure IV.10).



a)



b)

**Figure IV.10 :** Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch de réparation Séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$   
a) Aramide b) Carbone.

Si la séquence d'empilement change  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ , les propriétés mécaniques du patch composite diminuent et donc des valeurs élevées d'intégrale-J, la configuration

du patch composite par la modification de son épaisseur a aussi une influence sur la valeur de l'intégrale-J. Puisque les propriétés mécaniques de chaque couche dépendent de l'orientation de ces fibres.

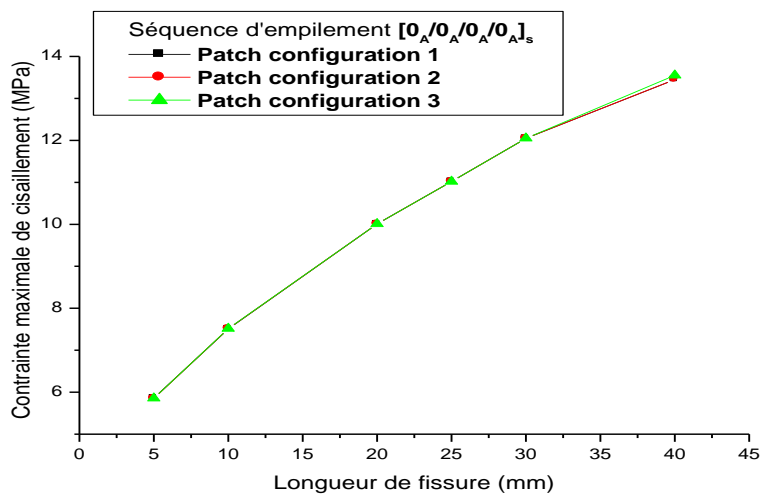
Le patch qui présente une épaisseur maximale dans la couche extérieure combiné avec l'orientation 0 degré absorbe mieux les contraintes de la zone endommagée, par contre, si le patch présente une épaisseur minimale de la couche extérieure le transfert de charge sera mauvais et donc des valeurs élevées de l'intégrale-J.

**IV.4.2.2 Analyse des contraintes maximale de cisaillement dans l'adhésive :**

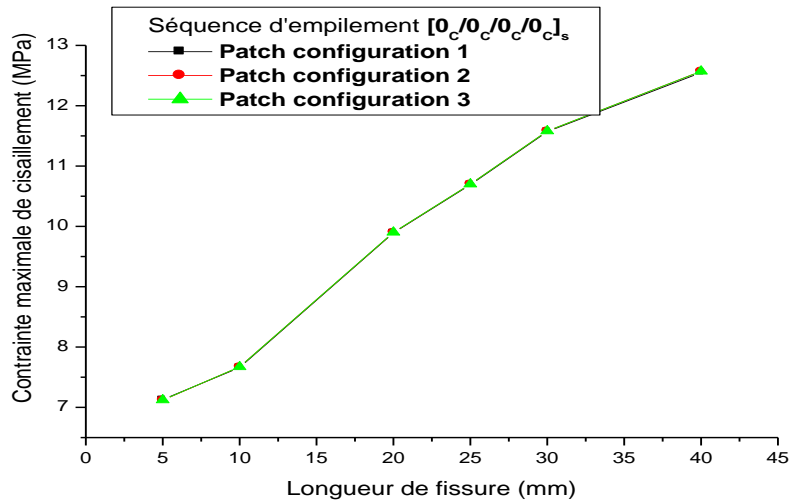
Afin de voir l'effet de modification des épaisseurs des différentes couches du patch sur la résistance de la structure et essentiellement la couche de l'adhésive, on a analysé la distribution des contraintes maximale de cisaillement dans la couche d'adhésive (figure IV.11).

On remarque clairement que si les différentes couches du patch ont la même orientation  $[0_8]_s$ , c'est à dire même propriétés mécaniques, la valeur de la contrainte est pratiquement la même pour les trois configurations du patch. La valeur de la contrainte de cisaillement est pratiquement constante pour chaque longueur de la fissure et ce quelque soit la configuration du patch.

La nature du patch n'a que peut d'influence sur la valeur de la contrainte de cisaillement, les valeurs les plus élevées sont pour le cas d'une réparation par patch en Aramide/époxyde.



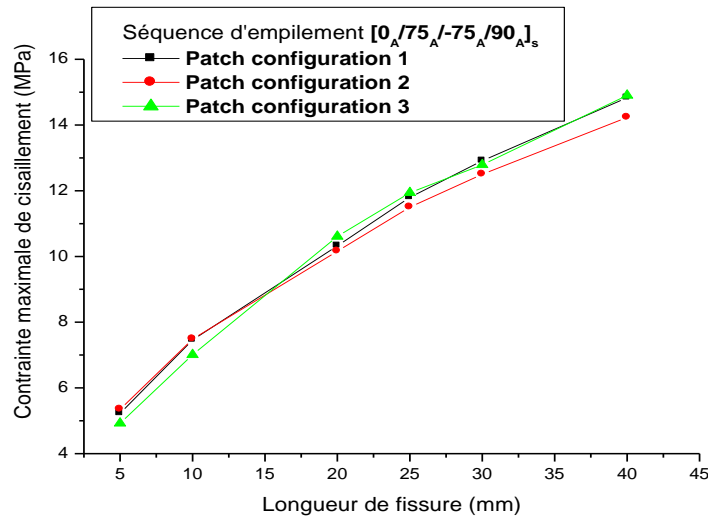
a)



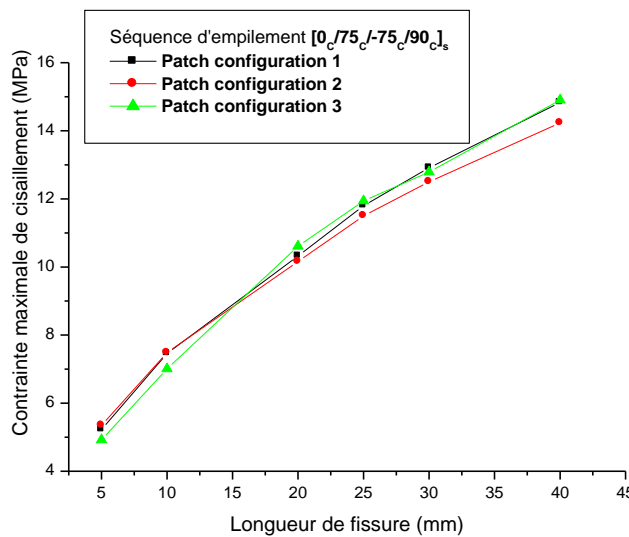
b)

**Figure IV.11 :** Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans la couche d'adhésif en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement  $[0_8]_s$  a) Aramide b) Carbone.

Cependant une légère différence est à noter si la séquence empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  où les propriétés mécaniques des différentes couches diffèrent et ce quel que soit la nature des fibres du patch composite (figure IV.12). La variation de la contrainte maximale de cisaillement  $\tau_{23}$  dans l'adhésif en fonction de la longueur de fissure a la même allure et ce quel que soit la nature et la configuration du patch. Pour de petites longueurs de la fissure, la valeur de la contrainte de cisaillement varie légèrement et l'effet de la nature et la configuration du patch n'est pas trop important. Par contre, si la longueur de la fissure est importante, l'adhésif travaille plus en cisaillement et en pelage et donc une différence de la valeur de la contrainte de cisaillement et le patch avec configuration 2 présente les plus faibles valeurs de la contrainte de cisaillement.



a)



b)

**Figure IV.12 :** Variation de la contrainte maximale de cisaillement dans la couche d'adhésif en fonction de la Longueur de fissure pour les différentes configurations du patch Séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$   
 a) Aramide b) Carbone.

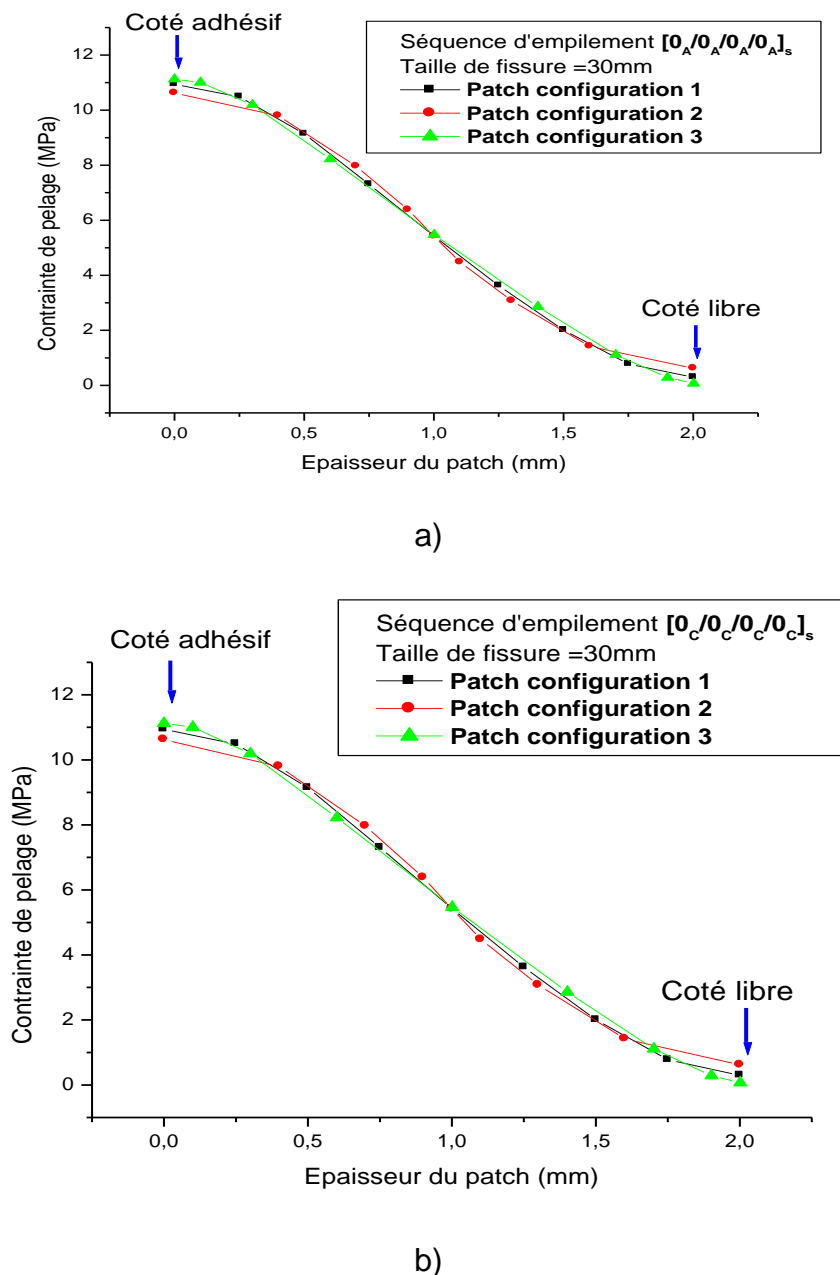
**IV.4.2.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch :**

L'analyse la distribution des contraintes de pelage suivant l'épaisseur du patch au niveau de la fissure montre une hétérogénéité dans la valeur des contraintes pour chaque couche du patch (figure IV.13). La face du patch en contact avec l'adhésive présente plus de contrainte que l'autre face libre. Si la Séquence d'empilement est  $[0_8]_s$  ; on a une continuité de distribution de la contrainte de pelage avec une valeur maximale sur la face

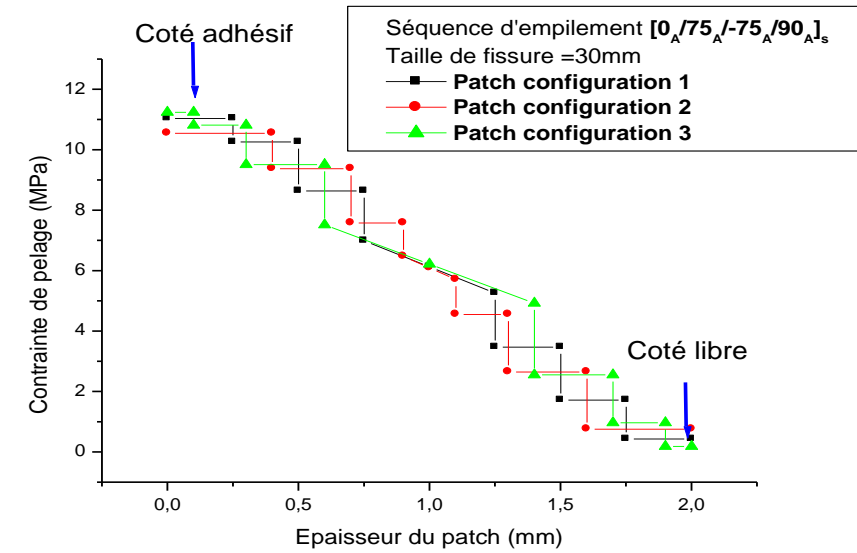


en contact avec l'adhésif et la valeur faible sur la face libre. Le patch qui contient des fibre orientés vers 0° ( $[0_8]_s$ ) présente moins de contrainte de pelage.

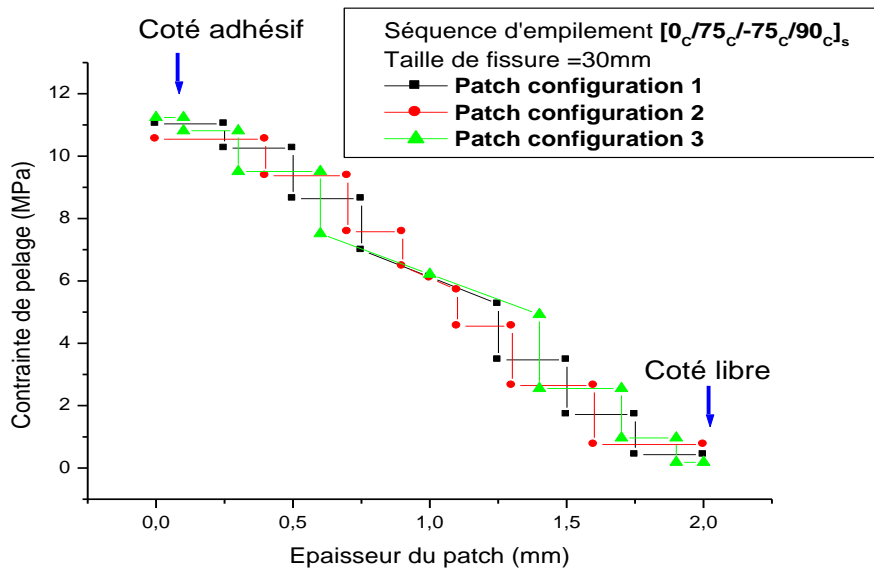
Cependant si la Séquence d'empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  on remarque une discontinuité des contraintes de la distribution de la contrainte tout dépend de l'épaisseur de chaque couche et l'orientation de ces fibres et que le composite qui présente une épaisseur élevée de la couche extérieure qui est en contact avec l'adhésif présente les plus faibles valeurs de la contrainte de pelage .



**Figure IV.13 :** Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de l'épaisseur du patch pour les différentes configurations du patch, Séquence d'empilement  $[0_8]_s$   
 a) Aramide, b) Carbone



a)



b)

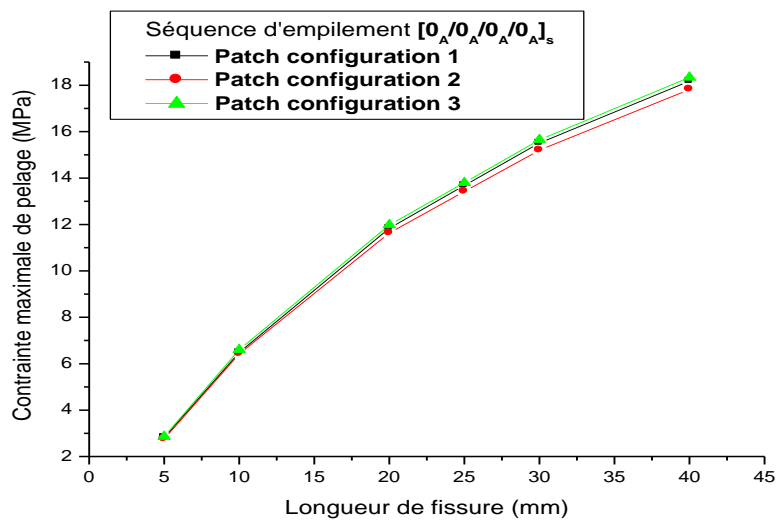
**Figure IV.14 :** Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de l'épaisseur du patch pour les différentes configurations du patch, Séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  a) Aramide, b) Carbone

De même, on a tracé la variation de la contrainte maximale de pelage dans le patch en fonction de la longueur de la fissure (figure IV.15) pour deux nature de patch et deux séquences d'empilement .

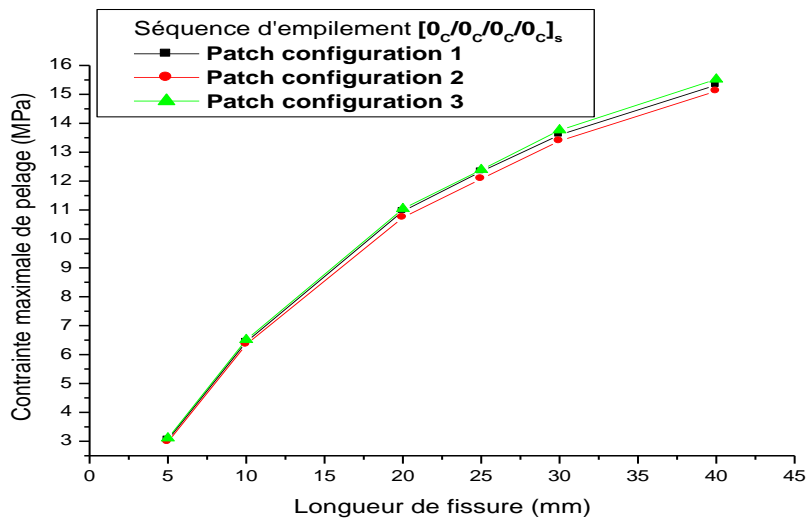
Les valeurs les plus élevées sont pour le cas d'un patch avec des propriétés faibles (cas des fibres en Aramide). Si la séquence d'empilement présente plus de fibre orientés à 0°, les contraintes de pelage, sont les plus faibles.

Le patch avec configuration 2 présente les plus faibles valeurs de la contrainte de pelage et ce quel que soit la nature du patch et la séquence d'empilement.

L'effet de la configuration du patch disparaît pour de petites longueurs de la fissure, une légère différence est à noter si la taille de la fissure est importante. Les plus faibles valeurs sont pour le cas d'une réparation par patch en Carbone/époxyde.



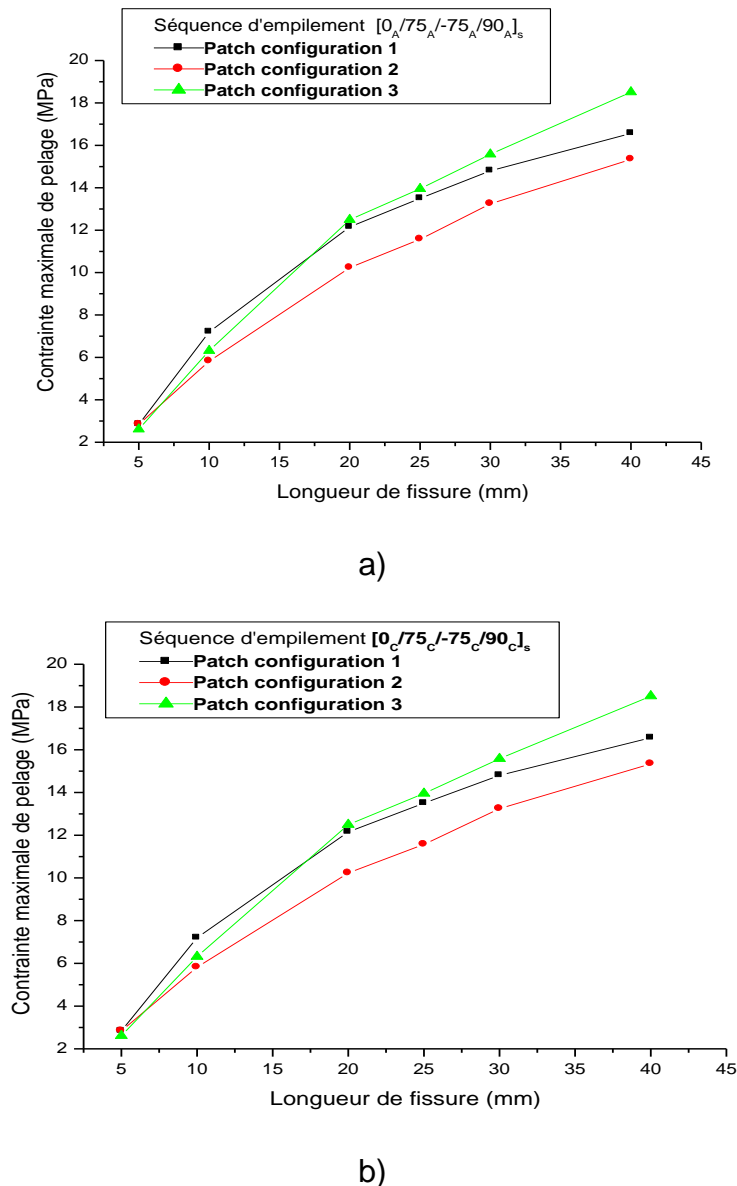
a)



b)

**Figure IV.15 :** Variation de la contrainte maximale de pelage dans le patch en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch. Séquence d'empilement  $[0_8]_s$  a) Aramide b) Carbone.

Cependant, si la séquence d'empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  (figure IV.16), les valeurs de la contrainte de pelage maximale sont identiques pour les trois configurations du patch en Aramide/époxyde. Une légère différence est à noter si la taille de la fissure est importante, par contre si le patch est en Carbone/époxyde, la configuration 2 présente les plus faibles valeurs de la contrainte de pelage dans le patch composite et la différence de valeurs de la contrainte maximale de pelage apparait même pour de petites longueurs de la fissure. Le patch en Carbone/époxyde absorbe mieux les contraintes de la structures et donc des valeurs élevées des contraintes de pelage dans le patch par rapport au patch en Aramide/époxyde.



**Figure IV.16 :** Variation de la contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch, Séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  a) Aramide b) Carbone.

**IV.4.3 Effet de l'utilisation d'un patch Hybride :**

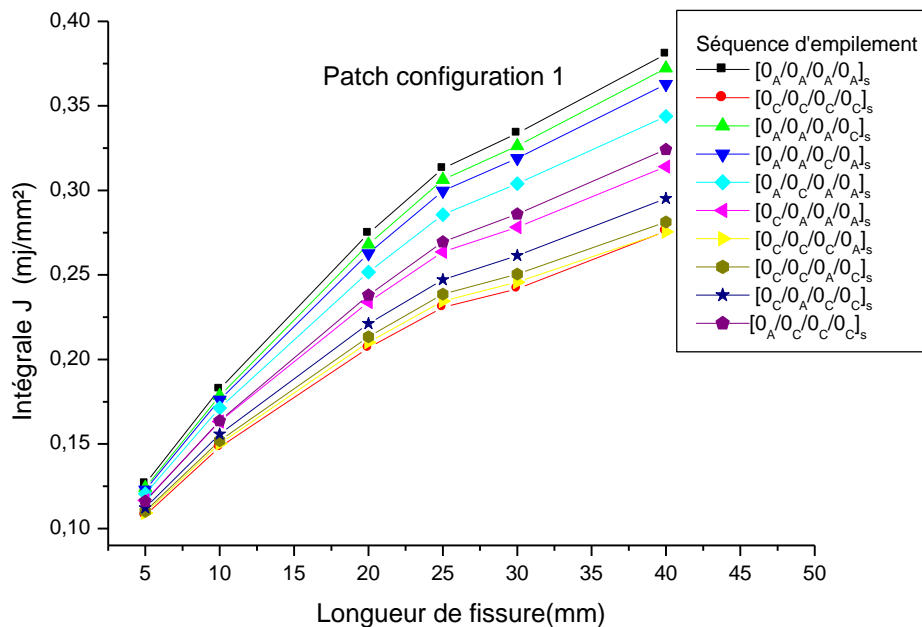
**IV.4.3.1 Variation de l'intégrale-J :**

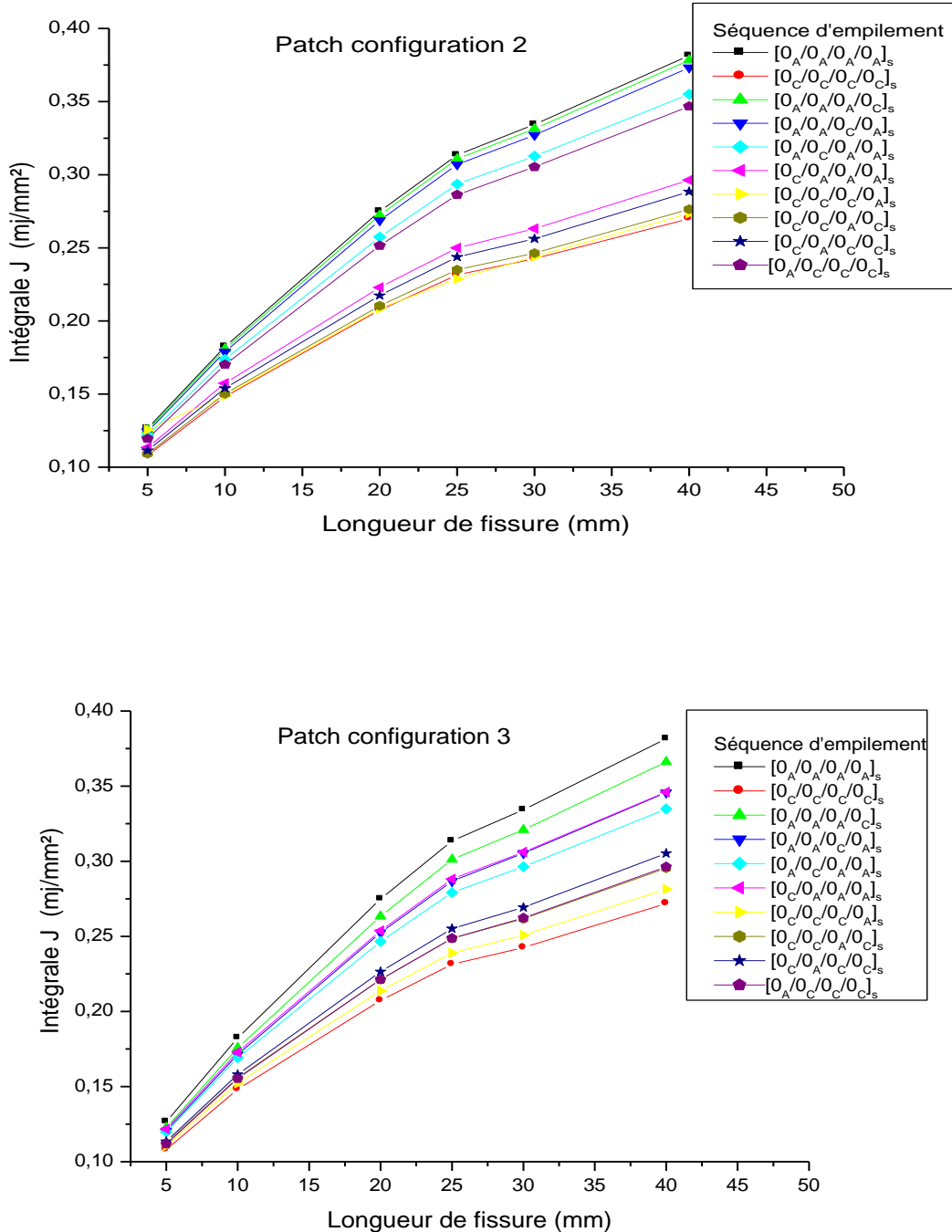
Dans cette partie d'étude on a essayé d'apporter une nouvelle étude en considérant un patch hybride, dont ses couches sont constituées de deux différentes natures de fibres, pour ce cas on a pris juste la fibre de Carbone et la fibre en Aramide.

On a gardé les mêmes séquences d'empilement et à chaque fois on change la nature de la fibre selon la position et l'angle d'orientation.

D'une part on a introduit des couches en Aramide dans le patch composite de sorte que dans chaque séquence d'empilement on aura 12 couches en Carbone et 04 couches en Aramide, on a refait cette méthode mais en prenant 12 couches en Aramide et 04 couches en Carbone (figure IV.4)

➤ **Séquence d'empilement  $[0_8]_s$**





**Figure IV.17 :** Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement  $[0_8]_s$

Figure IV.17 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de la fissure pour le cas d'une plaque réparée par un patch composite hybride avec une séquence d'empilement  $[0_8]_s$ . Ce composite hybride avec 12 couches en Carbone /Epoxyde et 4 couches Aramide /Epoxyde. Les 4 couches de l'Aramide changement de

positions dans le composite hybride (voir figure IV.4). On remarque clairement que l'allure des courbes est identique quel que soit la position des 4 couches de l'Aramide par rapport aux couches de base Carbone dans le composite hybride. Pour de petites longueurs de fissure, l'effet de la position des couches d'Aramide dans le composite hybride n'a pas une grande influence. Cependant, si la longueur de la fissure augmente l'effet de la configuration du patch composite et par conséquent les positions couches de l'Aramide par rapport à celles du Carbone a une grande influence sur la valeur de l'intégrale- J. Si les couches de l'Aramide se trouvent à l'intérieure du composite hybride présentent un meilleur transfert de charge et donc des valeurs de l'intégrale-J sont faibles. Par conséquent si les couches de l'Aramide se trouvent sur la face extérieures du composite et donc en contact avec la plaque travers l'adhésif le transfert de charge devient faible et donc des valeurs de l'intégrale-J élevées.

Dans le composite hybride avec 12 couches en Aramide/ époxyde et 4 couches en Carbone /époxyde, on remarque clairement que l'allure des courbes est identique quelque soit la position des 4 couches de Carbone par rapport aux couches de base d'Aramide dans le composite hybride. La pente des courbes varie en fonction de la longueur de la fissure. Pour de petites longueurs de fissure, l'effet de la position des couches de Carbone dans le composite hybride n'a pas une grande influence. Cependant, si la longueur de la fissure augmente l'effet du composite et par conséquent les positions couches de Carbone par rapport à celles de l'Aramide a une grande influence sur la valeur de l'intégrale-J. Si les couches de Carbone se trouvent sur la face extérieures du composite et donc en contact avec la plaque travers l'adhésif, elle présente un meilleur transfert de charge et donc des valeurs de l'intégrale-J faibles. Par conséquent si les couches de Carbone se trouvent à l'intérieur du composite hybride, le transfert de charge devient faible et donc des valeurs de l'intégrale-J élevées.

Pour cette séquence d'empilement, toutes les couches sont orientés à 0° et l'effet de la configuration du patch ne présente pas une grande différence de la valeur de l'intégrale-J.

➤ **Séquence d'empilement**  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$

En variant la séquence d'empilement dans le patch composite hybride, la valeur de l'intégrale-J varie selon la configuration du patch et les positions des couches du composite par rapport aux couches de base (figureIV.18).

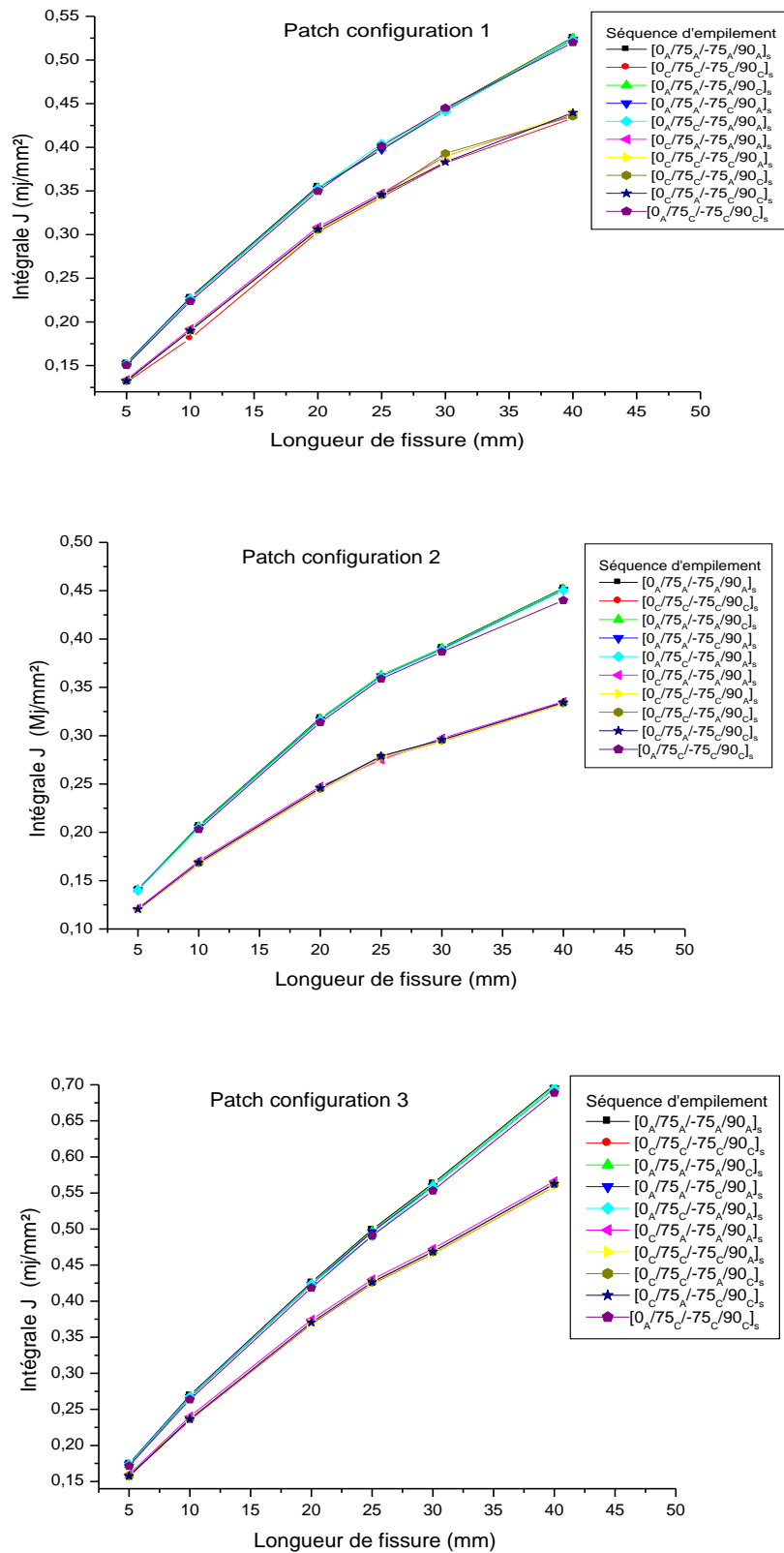


Figure IV.18 : Variation de l'intégrale-J en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement [0<sub>2</sub>/75<sub>2</sub>/-75<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>]<sub>s</sub>



La valeur de l'intégrale-J la plus élevée correspond à la réparation par patch de configuration 3 avec des couches de base en Aramide.

On remarque une différence majeure entre les patches composites hybrides à base de Carbone et à base d'Aramide.

Les plus faibles valeurs de l'intégrale-J sont notées pour le cas de la réparation par composite hybride à base de Carbone et ce quelque soit la position de la couche d'Aramide.

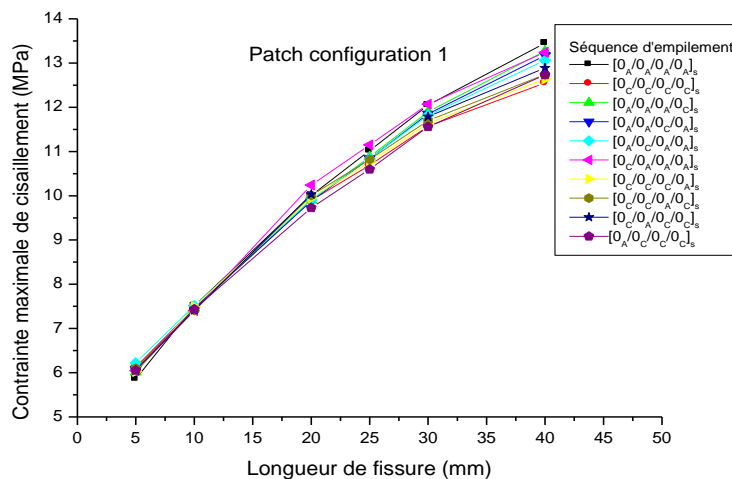
Le patch composite en configuration 2 à base de Carbone présente les plus faibles valeurs de l'intégrale-J.

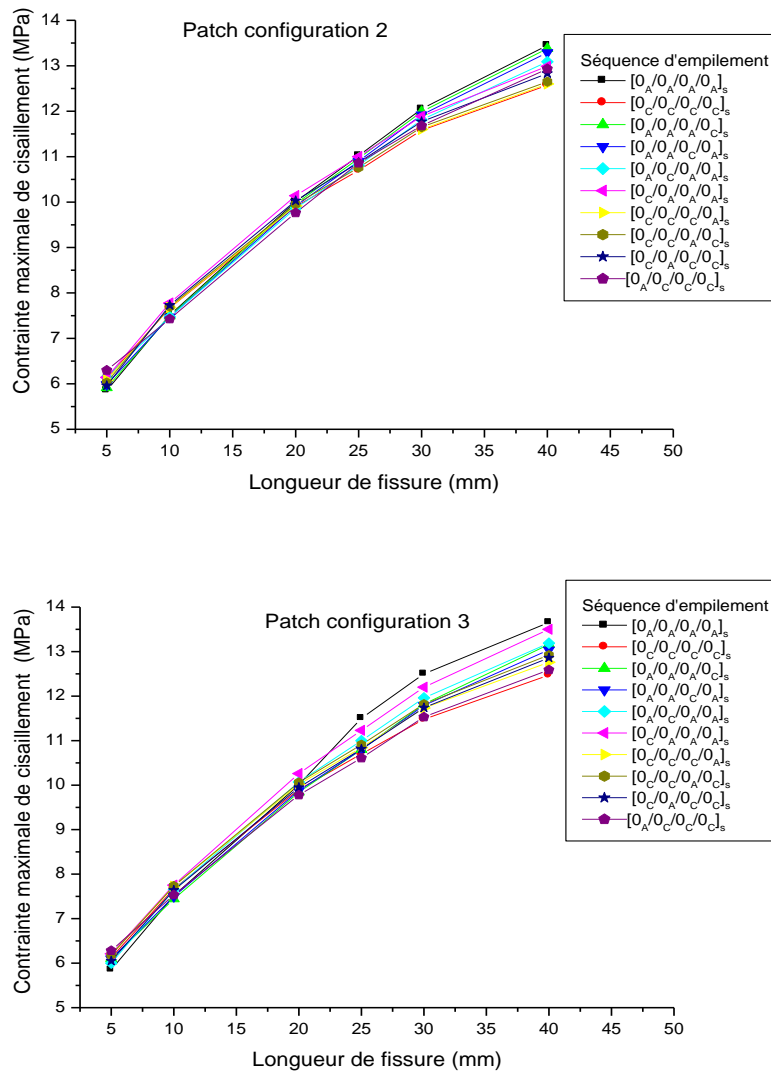
Pour cette séquence d'empilement, il n'y a qu'une légère différence de la valeur de l'intégrale-J pour le cas d'une réparation par composite hybride à base de Carbone pour n'importe quelle position des couches d'Aramide et de même pour le cas de la réparation par patch hybride à base d'Aramide.

**IV.4.3.2 Analyse des contraintes maximales de cisaillement dans la couche d'adhésive :**

L'analyse de la contrainte maximale de cisaillement dans la couche d'adhésive présente des courbes identiques pour de petites longueurs de la fissure et quel que soit la configuration du patch (figure IV.19). Cependant, une légère différence apparaît pour des longueurs importantes de la fissure. Le patch hybride en Aramide renforcé par couches en Carbone réduit les contraintes de cisaillement dans la couche adhésive. Les valeurs les plus élevées sont toujours pour le cas d'une réparation par composite en Aramide.

- **Séquence d'empilement  $[0_8]_s$**





**Figure IV.19 :** Variation de contrainte maximale de cisaillement en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement  $[0_8]_s$

La même remarque est à noter si les orientations des fibres sont suivant la séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  (figureIV.20).La configuration du patch n'a que peu d'influence sur la valeur de la contrainte de cisaillement. La différence de la valeur de l'intégrale-J apparait pour de petites longueurs de la fissure dans le cas d'une réparation par patch configuration3.

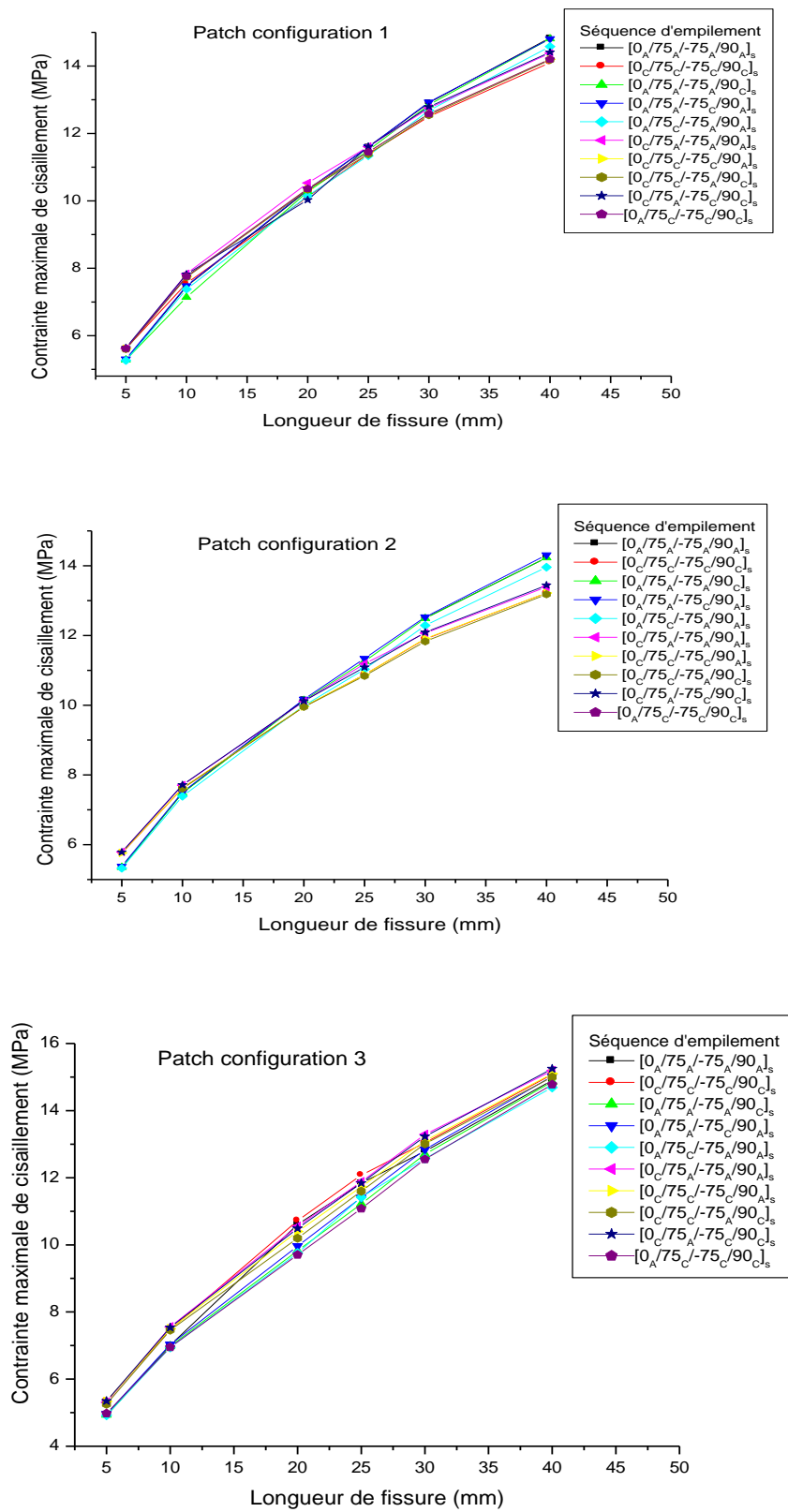
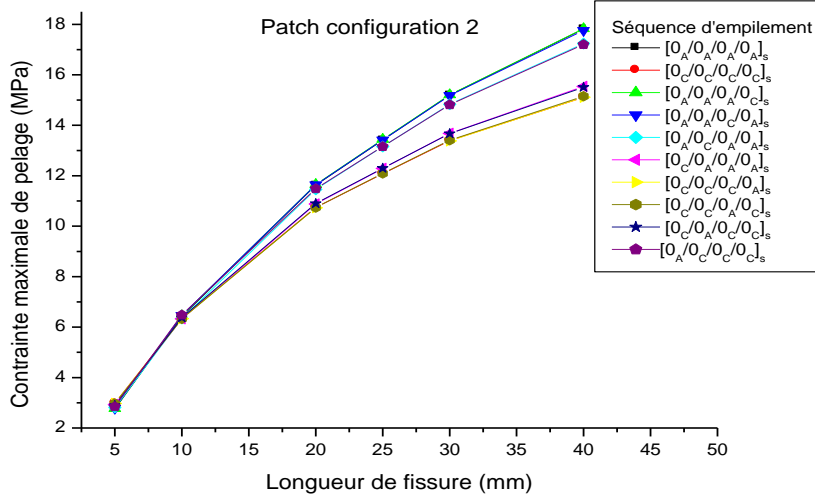
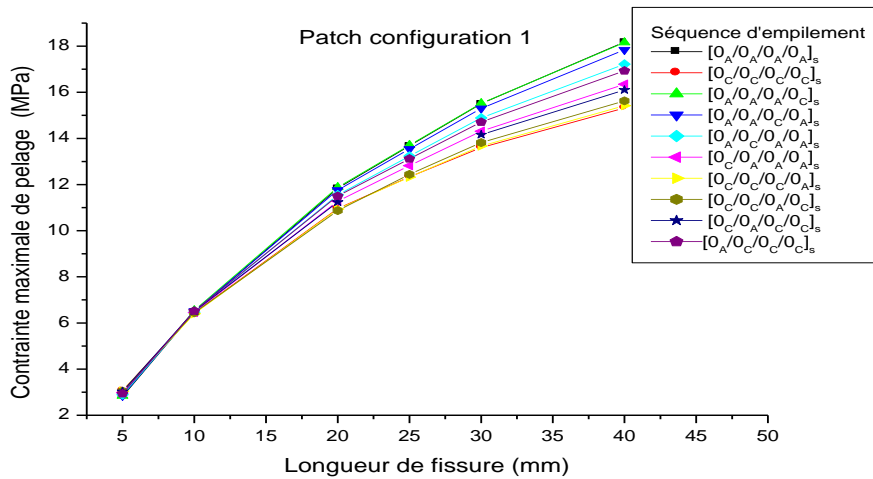


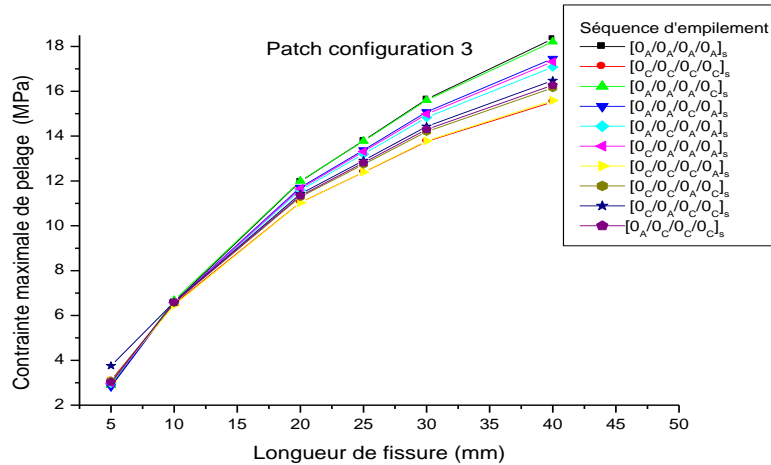
Figure IV.20 : Variation de contrainte maximale de cisaillement en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement [0<sub>2</sub>/75<sub>2</sub>/-75<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

**IV.4.3.3 Analyse des contraintes de pelage dans le patch hybride :**

L'analyse de la contrainte de pelage dans le patch composite est aussi d'une importance capitale afin d'assurer une longue durée de vie en service de la structure (figure IV.21). Il est à noter que l'utilisation d'un patch hybride n'a pas d'effet sur la valeur des différentes contraintes dans l'adhésif et le patch pour de faibles longueurs de la fissure. Cependant, si la longueur de fissure devient significative, le composite hybride avec la couche d'Aramide en contact avec la surface de collage présente des contraintes de pelage dans le patch et de cisaillement dans l'adhésif élevées en raison d'un mauvais transfert de contrainte de la zone endommagée.

- **Séquence d'empilement  $[0_8]_s$**



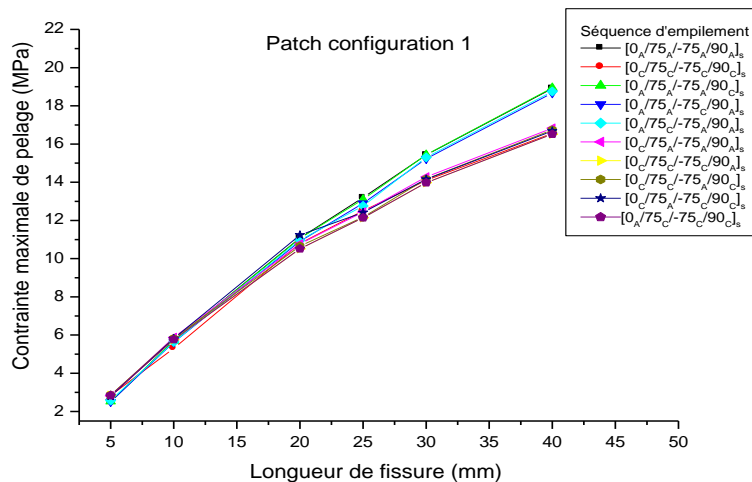


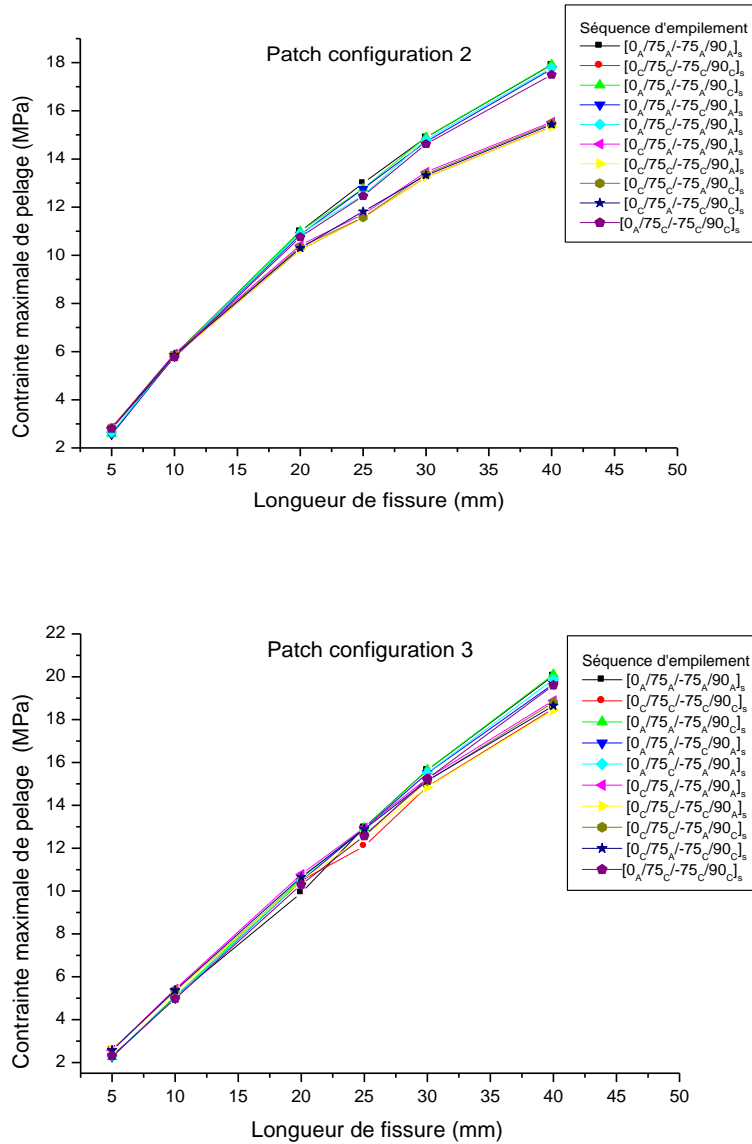
**Figure IV.21 :** Variation de contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation. Séquence d'empilement [0<sub>4</sub>]<sub>s</sub>

Si la séquence d'empilement dans le composite hybride est [0<sub>8</sub>]<sub>s</sub>, la position des couches de Carbone et ou d'Aramide par rapport aux couches de bases du composite n'ont pas d'influence sur la valeur de la contrainte de pelage si la longueur de la fissure est minimale. La valeur de la contrainte de pelage diffère d'un composite hybride à un autre si la longueur de la fissure augmente. Le patch composite hybride à base de Carbone présente les valeurs les plus faibles de la contrainte de pelage et ce quelque soit sa configuration.

- **Séquence d'empilement [00<sub>2</sub>/75<sub>2</sub>/-75<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>]<sub>s</sub>**

La même comportement est à noter (figure IV.22), si le séquence d'empilement du composite hybride est [0<sub>2</sub>/75<sub>2</sub>/-75<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>]<sub>s</sub>.





**Figure IV.22 :** Variation de contrainte maximale de pelage en fonction de la longueur de fissure pour les différentes configurations du patch composite hybride de réparation .Séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$

**IV.4.4 Effet de la présence d'un défaut de collage :**

Afin de voir l'influence de la présence de défaut de collage sur transfert de charge vers le patch hybride et par conséquent sur la qualité de réparation et la valeur de l'intégrale-J au niveau de la fissure, on a supposé un défaut de forme carré de dimensions  $(2 \times 2) \text{ mm}^2$  dont sa position est aléatoire dans la couche adhésive (figure IV.23).

On a essayé de varier la position du défaut dans la moitié supérieure de la colle vue la symétrie qui existe par rapport à la fissure (figure IV.24).

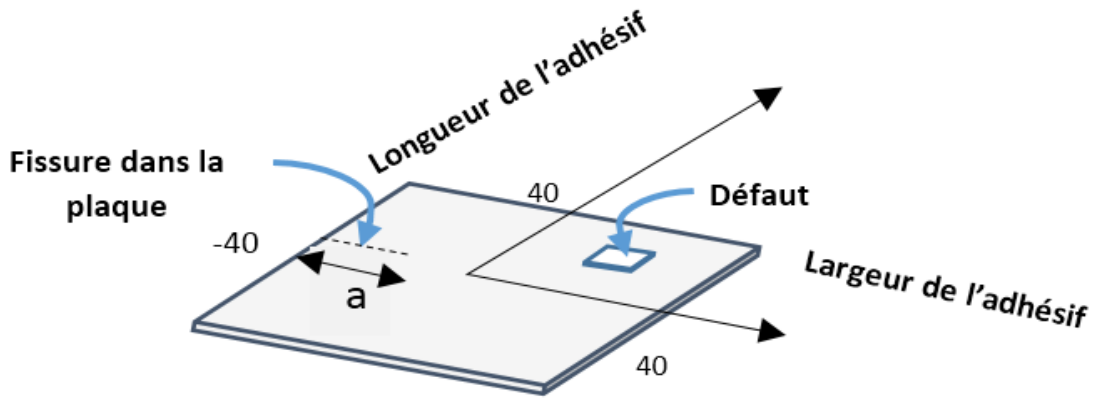


Figure IV.23 : Présentation de la présence d'un défaut dans la couche adhésive

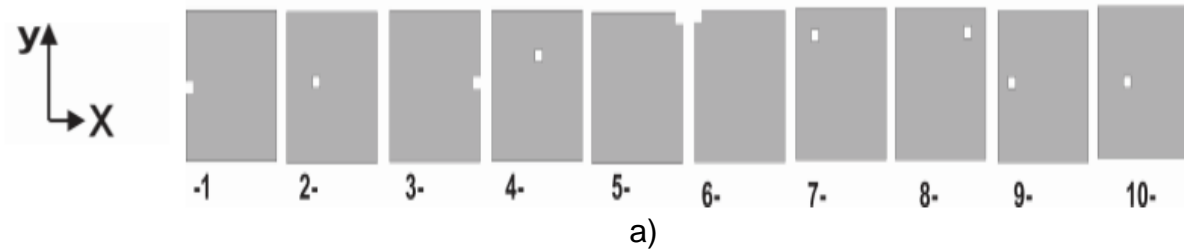
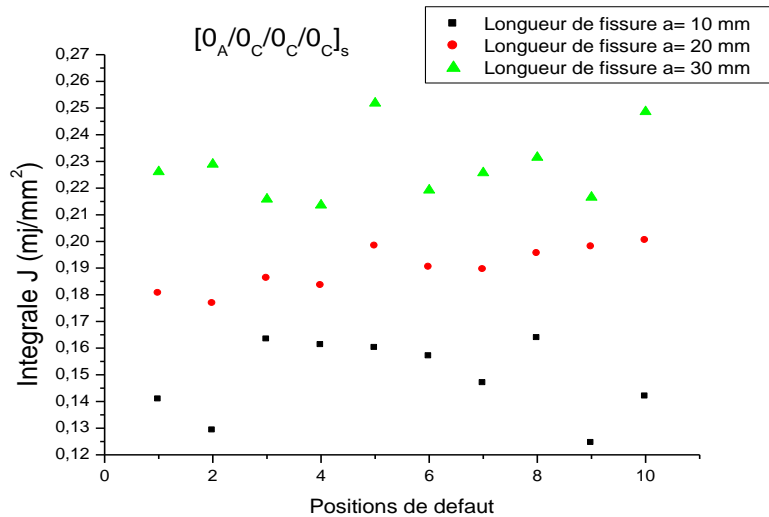


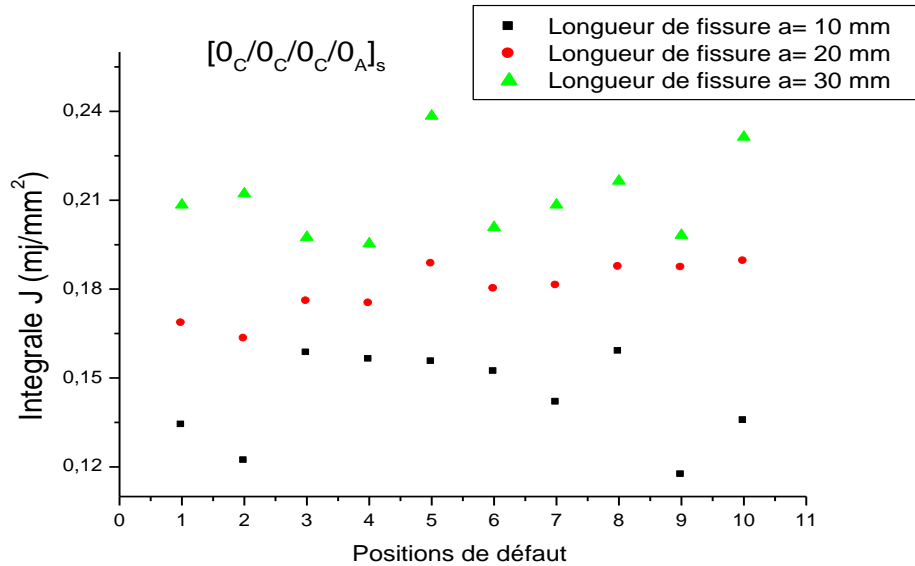
Figure IV.24 : Différentes positions du défaut dans la couche adhésive.

IV.4.4.1 Effet de la longueur de la fissure :

La figure IV.25 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour une réparation par un patch composite hybride de type  $[0_A/0_C/0_C/0_C]_s$  et  $[0_C/0_C/0_C/0_A]_s$  pour trois longueurs de la fissure.



a)



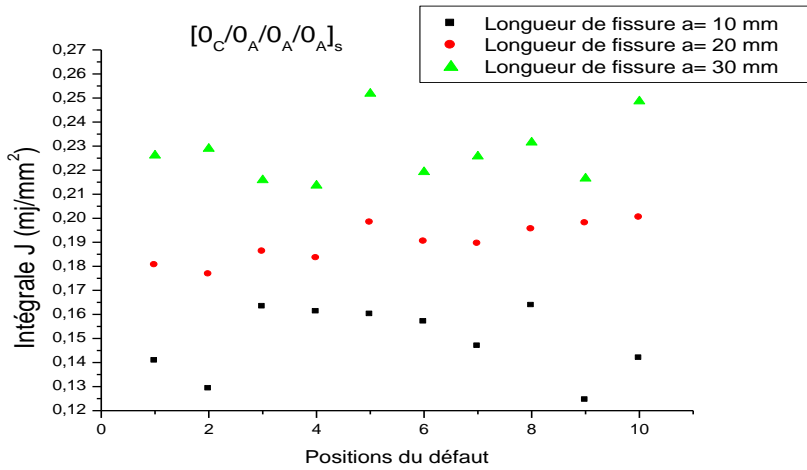
b)

**Figure IV.25** : Variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour une réparation par un patch composite type a)  $[0_A/0_C/0_C/0_C]_s$  b)  $[0_C/0_C/0_C/0_A]_s$

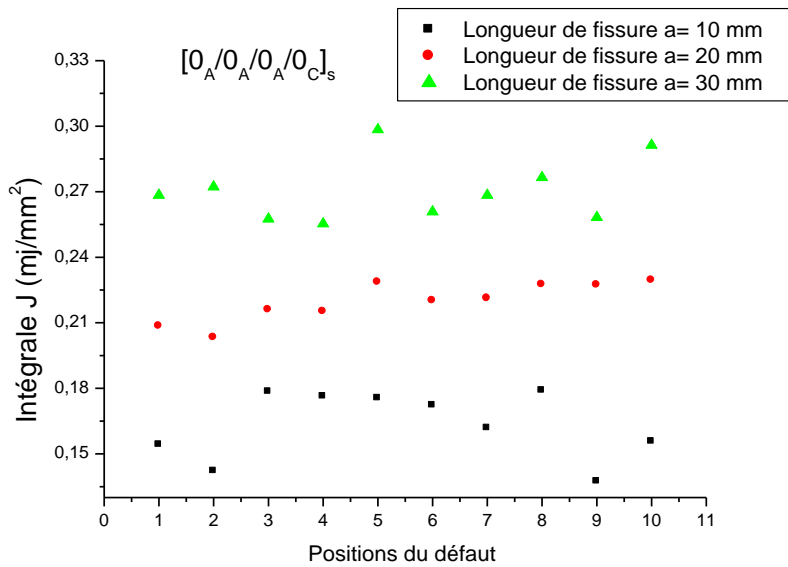
On remarque clairement que la valeur de l'intégrale-J varie en fonction de la position du défaut. Les valeurs les plus élevées sont pour le cas où le défaut se trouve au niveau de la fissure ou au niveau du bord libre de l'adhésive (positions 5 et 10). La présence du défaut minimise le transfert de charge et donc la majorité des contraintes demeurent dans la couche d'adhésive, si la longueur de la fissure augmente, la valeur de l'intégrale-J augmente. Le taux d'augmentation de la valeur de l'intégrale-J dépend de la position de la fissure. En augmentant la longueur de la fissure, quelques défauts seront voisins de la fissure générant ainsi une concentration de contrainte au niveau de l'adhésive.

Cependant si le composite hybride comporte plus de couches en Aramide que de Carbone (figure IV.26), la valeur de l'intégrale-J augmente considérablement tout dépend de la taille de la fissure et de la position de la couche en Carbone par rapport aux couches d'aramide de base dans le composite hybride.





a)



b)

**Figure IV.26 :** Variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour une réparation par un patch composite type a)  $[0_C/0_A/0_A/0_A]_s$  b)  $[0_A/0_A/0_A/0_C]_s$

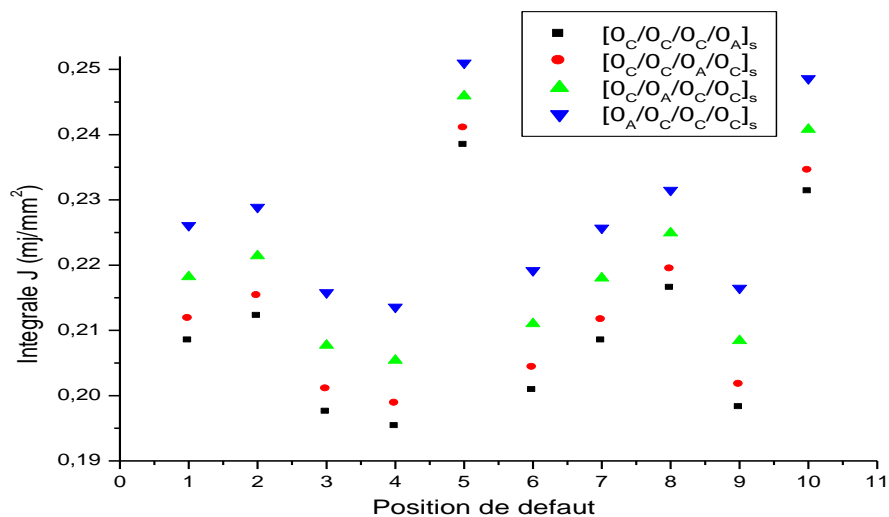
Comme pour le premier cas, La valeur de l'intégrale-J varie en fonction de la position du défaut. Les valeurs maximales sont pour le cas où le défaut se situe au niveau de la fissure ou du bord libre de l'adhésif. La présence du défaut minimise le transfert de charge et donc la majorité des contraintes restent dans la couche adhésive. Si la longueur de fissure augmente, la valeur du l'Intégrale-J augmente.

Le taux d'augmentation de la valeur du l'intégrale-J dépend de la position de la fissure.

Si la couche de Carbone se trouve en contact avec l'adhésive, et quelle que soit la position du défaut, il y a toujours une diminution de la valeur de l'intégrale-J par rapport au cas d'une réparation par composite  $[0_A/0_A/0_A/0_C]_s$  où la couche du Carbone se trouve à l'intérieur du composite hybride.

**IV.4.4.2 Effet de la position des couches de Carbone ou d'aramide par rapport aux couches de base :**

En changeant la position des deux couches d'Aramide dans le composite hybride à base de Carbone (figure IV.27), la valeur de l'intégrale-J varie de sorte que la valeur minimale est pour le cas où la couche d'aramide se trouve au milieu du composite  $[0_C/0_C/0_A]_s$  et la valeur maximale de l'intégrale-J est pour le cas où la couche d'aramide se trouve à l'extérieur du composite hybride et donc en contact avec l'adhésive  $[0_A/0_C/0_C/0_C]_s$ .



**Figure IV.27 :** Variation du l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différente composite hybride (Carbone/Aramide).

Les valeurs les plus élevées sont pour le cas d'une réparation par composite hybride  $[0_A/0_C/0_C/0_C]_s$  vu que la couche d'Aramide se trouve en contact avec la couche adhésive et donc elle transmet moins de contrainte.

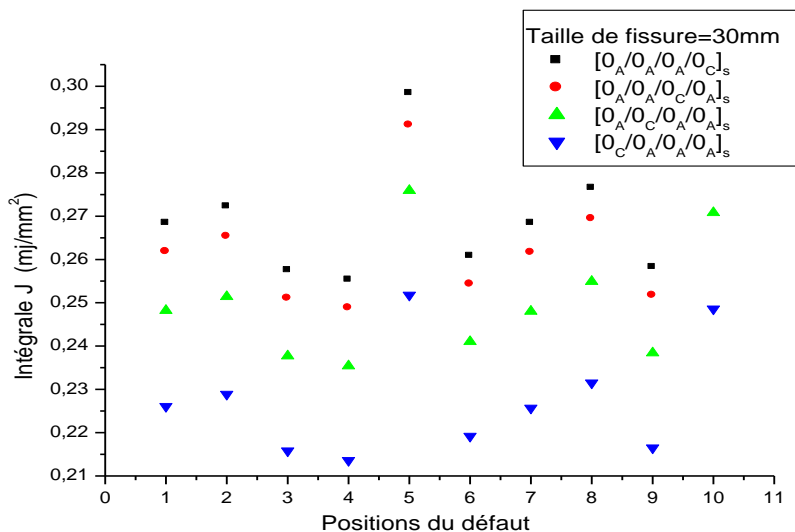
La valeur de l'intégrale-J varie aussi selon la position du défaut, les valeurs maximales pour quel que soit la position des couches d'aramide dans le composite hybride sont pour le cas où le défaut se trouve dans la position 5 et 10.

Cependant, si le composite hybride composite plus de couche d'aramide que le Carbone, la même remarque est à noter que la figure IV.27, sauf que la valeur de l'intégrale-J diminue si la couche de Carbone se trouve à l'extérieur du composite (figure IV.28).

**IV.4.4.3 Effet de la séquence d'empilement :**

Pour voir l'effet de la séquence d'empilement sur la valeur de l'intégrale-J on a pris une longueur de la fissure 30mm et une réparation par patch hybride à base d'aramide. Deux séquences d'empilement ont été choisies  $[0_8]_s$  et  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  où il existe une différence de propriétés mécaniques considérable entre ses deux séquences d'empilements.

La figure IV.28 représente la variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour les différentes positions des deux couches de Carbone par rapport aux couches d'aramide de base.

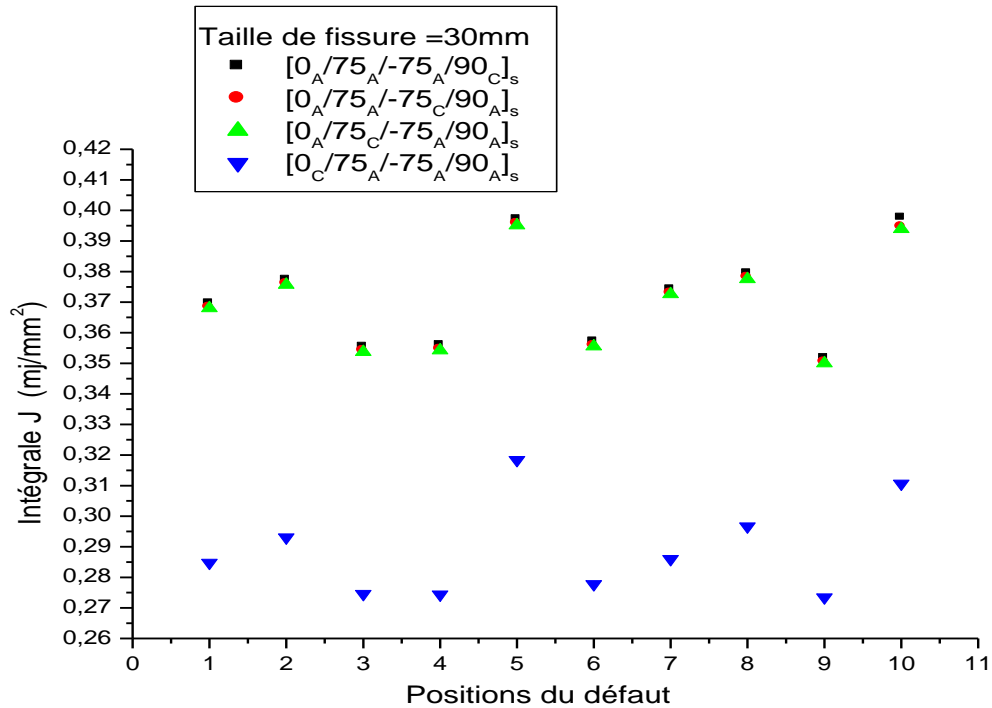


**Figure IV.28 :** Variation du l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différente composite hybride (Aramide/Carbone).

On remarque que la valeur de l'intégrale-J varie considérablement en fonction de la position du défaut et de la séquence d'empilement, les valeurs les plus faibles sont pour la séquence d'empilement  $[0_8]_s$  et ce quelle que soit la position de la couche de Carbone dans le composite hybride, par contre si la séquence d'empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$  (figure IV.29) la position de la couche de Carbone dans le composite hybride n'a pas une grande influence à part si elle se trouve à l'extérieur du composite hybride où elle assure un bon transfert de charge.

Si la couche de Carbone se trouve sur la position où l'orientation de la fibre est  $75^\circ$ ,  $-75^\circ$  ou  $90^\circ$  ses propriétés mécaniques diminuent considérablement et donc elles deviennent pratiquement voisines de celle de la couche de base d'aramide et donc

comme si on aura un composite non hybride, c'est pourquoi la valeur de l'intégrale-J est quasiment identique.

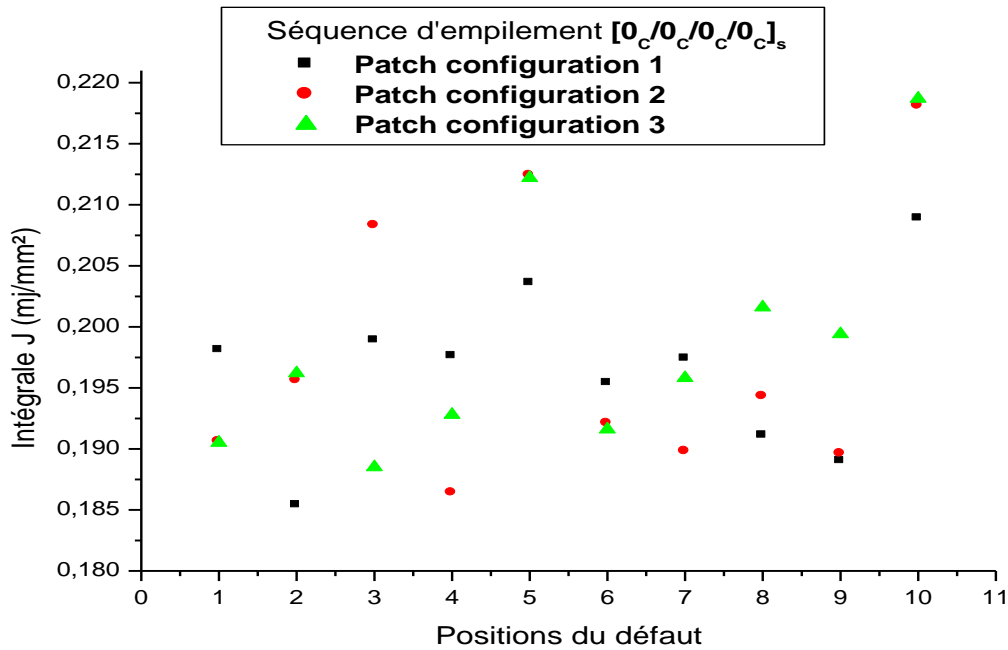


**Figure IV.29:** Variation de l'intégrale-J en fonction de la position du défaut pour différents composite hybride

**IV.4.4.4 Effet de la configuration du patch :**

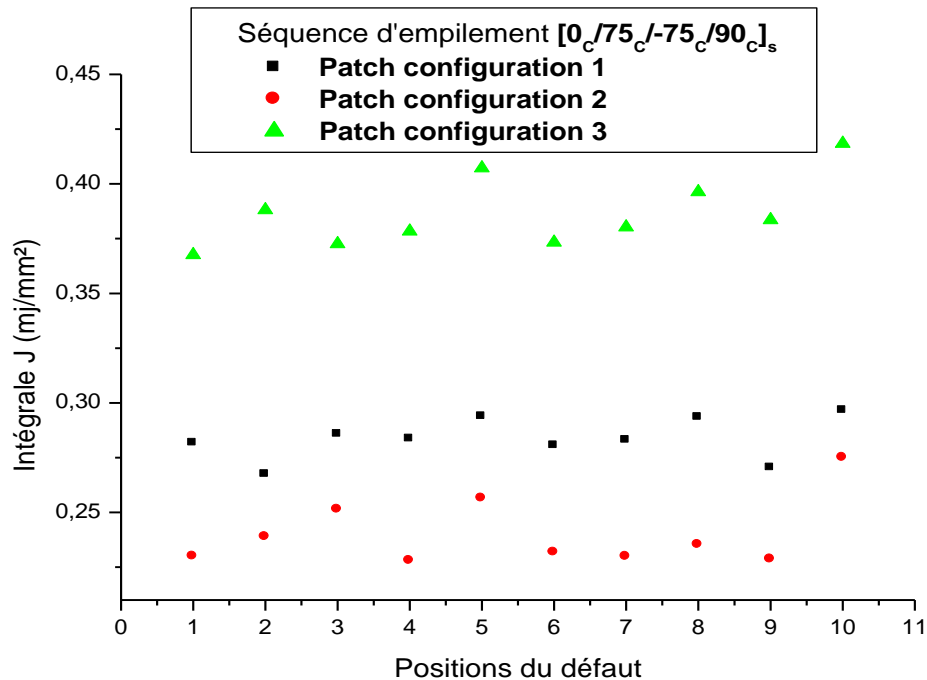
Pour voir l'effet de la configuration du patch sur la réduction de la valeur de l'intégrale-J on a pris une longueur de la fissure égale à 30mm et un patch de type Carbone époxyde (figure IV.30).

On remarque clairement que si ma séquence d'empilement est  $[0]_s$  la configuration du patch joue un rôle minimal sur la réduction de la valeur de l'intégral-J. L'écart entre les valeurs de l'intégrale-J pour chaque position de défaut ne dépasse pas les 9.50%



**Figure IV.30** : Variation de l'intégrale-J en fonction de position du défaut pour les différentes configurations du patch de Carbone séquence d'empilement  $[0_4]_s$ .

Par contre si la séquence d'empilement est  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$ , la configuration du patch composite joue un rôle important puisque les propriétés mécaniques de chaque couche dépendent de l'orientation de la fibre. La valeur de l'intégrale-J varie selon la position du défaut. Les valeurs minimales sont pour le cas d'une réparation par patch en configuration 2, et les valeurs maximales sont pour le cas d'une réparation par patch en configuration 3. L'écart entre les valeurs de l'intégrale-J dépend de la position du défaut dans la couche adhésive. Et peut atteindre 36.35%



**Figure IV.31** : Variation de l'intégrale-J en fonction de position du défaut pour les différentes configurations du patch de Carbone séquence d'empilement  $[0_2/75_2/-75_2/90_2]_s$

## IV.5 Conclusion :

L'analyse des résultats nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- Quelle que soit la nature des fibres composites, le patch réduit considérablement la tête Intégrale-J de la fissure.
- Le patch Carbone/époxy réduit considérablement la contrainte par rapport au patch Aramide.
- Le renforcement des couches d'Aramide par des couches de Carbone permet un meilleur transfert des charges de la zone endommagée.
- La position des couches de Carbone par rapport à celle de l'Aramide doit être optimisée pour absorber plus de contrainte.
- Si les couches de Carbone dans le composite hybride sont en contact avec l'adhésif, la valeur de l'intégrale-J sera réduite puisque le patch assure un meilleur transfert de charge.
- La présence d'un défaut de collage affecte considérablement la valeur de l'intégrale-J.

- La valeur de l'intégrale-J ainsi que les contraintes de pelage dans le patch et les contraintes de cisaillement dans l'adhésif dépendent fortement de la position du défaut, en particulier si le défaut se trouve au niveau de la fissure ou du bord libre de l'adhésif.
- Le patch composite réduit considérablement l'intégrale-J et les contraintes dans les différents substrats.
- La séquence d'empilement joue un rôle décisif dans la réduction de l'intégrale-J et des contraintes de cisaillement dans l'adhésif et du pelage dans le patch.
- Si les orientations des différentes couches sont à 0° les propriétés mécaniques du patch sont élevées et donc plus d'absorption de contrainte de la zone endommagée et donc une valeur faible de l'intégrale-J.
- Les patches avec la configuration N°2 absorbent plus de contrainte de la plaque endommagée que les patches de configuration N°1 et N°3.
- Le transfert de charge à travers l'adhésif est très important pour les différentes configurations de patch.

## **IV.6 Reference:**

- [1] Ahn, S., et George S. Springer. 1998. « Repair of composite laminates-I: test results ». *Journal of Composite Materials*, vol. 32, no 11, p. 1036-1074.
- [2] Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels A. ChukwujekwuOkafora,b,\* , Navdeep Singh a,b, U.E. Enemuoh a , S.V. Rao
- [3] L.Rezgani. (2016), Influence of water ingress onto the crack propagation rate in an AA2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch. *Aerospace Science and Technology*.
- [4] L.Rezgani, (2017) 'Hygrothermal ageing effect of adekit A140 adhesive on the J-integral of a plate repaired by composite patch', *Journal of adhesio Science and Technology*
- [5] Madani Kouider, NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY of the repair technique of aeronautical structures by patch in composite, case of the 2024-T3 aluminum repaired by carbon composite/epoxy. Thesis: University of SBA-UDL 2007.
- [6] K. Madani, S.Touzain, X. Feugas, A. Roy, et S. Cohendoz, "Analyze of the notch effect on the distribution of the stresses in the adhesive layer between two bonded aluminum 2024-T3 plates". *J Mater Technol*;97:315–24, (2009).
- [7] N.Kaddour, K. Madani, M.A.Bellali,Feugas.X; Analysis of the presence of bonding defects on the fracture behavior of a damaged plate repaired by composite patch.*FratturaedIntegritá Strutturale*; Cassino Vol. 13, N° 49, (Jul 2019): 331 340. DOI:10.3221/IGF-ESIS49.33.
- [8] M. Mokhtari, K. Madani, M. Belhouari, S. Touzain, X. Feugas, M. Ratwani, (2013) Effects of composite adherend properties on stresses in double lap bonded joints, *Mater. Des.* 44 -633–639.

- [9] M. Mokhtari, K. Madani, H. Benzaama, S. Malarino (2017) Effects of the composite stacking sequence on the failure load of the single lap bonded joint DOI:10.15632/jtam-pl.55.4.1257
- [10] H.N. Dhakal, Z.Y. Zhang, R. Guthrie, J. MacMullen, N. Bennett, « Development of flax/carbon fibre hybrid composites for enhanced properties », Carbohydrate Polymers, 96, pp. 1–8, 2013.
- [11] M. Nayeem Ahmed, P. Vijaya Kumar, H.K. Shivanand, Syed BasithMuzammil, A Study on Effect of Variation of Thickness on Tensile Properties of Hybrid Polymer Composites (Glassfibre-Carbonfibre-Graphite) and GFRP Composites, International Journal of Engineering Research and Applications (IJERA), Vol. 3, Issue 4, Jul-Aug 2013, pp.2015-2024
- [12] N.Kaddour, K. Madani, Feaugas.X; Rezgani.L; Effect of the use of a hybrid composite patch on the resistance of an endomaged and repaired plate; effect of the presence of bonding defect International Conference on Meterials and Energy.ICOM'19,Hammamet-Tunisia, April 23-26,2019.
- [13] Elhannani. M., (2016) Numerical analysis of the effect of the presence, number and shape of bonding defect on the shear stresses distribution in an adhesive layer for the single-lap bonded joint; Part1 Aerospace Science and Technology.
- [14] Aicha Benchiha and K Madani, (2015), Influence of the presence of defects on the stresses shear distribution in the adhesive layer for the single-lap bonded joint. Structural Engineering and Mechanics, An Int'l Journal Vol. 53 No. 5
- [15] Elhannani.M. (2016) Influence of the presence of defects on the adhesive layer for the single-lap bonded joint—Part II: Probabilistic assessment of the critical state. Aerospace Science and Technology.
- [16] CADEC version 20.04.99. Copyright (1998) Ever J. Barbero. <<http://www.cemr.wvu.edu>>.



### CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

L'objectif de notre travail est d'étudier l'effet de la réparation par patch sur la réduction des contraintes dans une plaque en Aluminium 2024-T3 en présence d'une fissure latérale. Ce type de réparation est une alternative avantageuse par rapport aux techniques plus conventionnelles de réparation, dans la mesure où le collage permet de réduire la transmission des efforts et d'éliminer les zones de concentration de contraintes. Il est recommandé d'optimiser la forme et dimensions du patch vis-à-vis les dimensions de la plaque et la longueur de la fissure d'autre part il est impératif de choisir un patch dont ses propriétés mécaniques en particulier la séquence d'empilement et la nature de la fibre sans toutefois oublier les propriétés mécaniques de l'adhésif. Dans ce cadre, on a essayé d'analyser la variation des différents contraintes dans les différents substrats tout en apportant une modification géométrique de la plaque suivant son épaisseur et d'optimiser le composite de réparation par un bon choix de la séquence d'empilement, de la nature de la fibre et d'utilisation d'un patch hybride et d'autre part de voir l'effet de changement de l'épaisseur des différentes couches constituant le patch sur le transfert de charge de la zone endommagée. Il s'agit de réduire au maximum l'intégrale  $J$  en pointe de fissure réparée par patch collé.

L'analyse des résultats nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

La partie bibliographique nous a permis d'avoir une idée sur les différents travaux effectués sur le domaine de réparation tout en analysant les différents essais effectués, ainsi les paramètres utilisés pour quantifier l'importance de l'utilisation d'un patch de réparation. Afin d'assurer de bons résultats numériques, il est important de voir l'effet du nombre et type d'éléments sur la convergence de résultats en assurant un temps idéal pour bien mener le travail.

Pour l'analyse numérique effectuée dans le chapitre 2,

- L'utilisation du patch composite réduit considérablement l'intégrale  $J$  et les contraintes dans les différents substrats.
- La séquence d'empilement joue un rôle important dans la réduction de l'intégrale  $J$ , les contraintes de cisaillement dans l'adhésif et les contraintes de pelage dans le patch.
- Quel que soit la nature des fibres composites, le patch réduit considérablement la valeur de l'intégrale  $J$  en tête de la fissure.

- Le patch Carbone/Epoxyde réduit significativement les contraintes par rapport à un patch Aramide/Epoxyde
- Si les orientations des différentes couches sont à  $0^\circ$  les propriétés mécaniques du patch sont élevées et donc plus d'absorption de contrainte de la zone endommagée et donc une valeur faible de l'intégrale-J.
- La présence de défaut de collage, affecte la valeur de l'intégrale J et les différentes contraintes dans l'adhésif et le patch.
- La valeur e l'intégrale-J dépend fortement de la position du défaut et de la séquence d'empilement.
- Plus les propriétés mécaniques du patch sont faibles, la présence du défaut de collage réduit considérablement le transfert de charge.
- La position du défaut a aussi une conséquence sur la résistance de la plaque, plus le défaut se trouve près de la fissure ou près du bord libre, le transfert e charge sera mauvais et dont une valeur d'intégrale-J élevée.
- Si la contrainte appliquée augmente, la présence du défaut aura une grande influence sur la valeur de l'intégrale-J.
- La forme du défaut joue un rôle important sur le transfert de charge de la zone endommagée la forme carré du défaut affété de plus en plus la valeur de l'intégrale-J et les contraintes dans l'adhésive et le patch, surtout si ce défaut se trouve sur le bord libre ou près de la fissure.
- Plus la taille du défaut augmente, moins est le transfert e charge et donc moins de résistance de la plaque et des valeurs élevées de l'intégrale-J et les contraintes dans l'adhésive et le patch.

Sur la base des résultats établis dans le chapitre trois, on a essayé d'apporter des modifications géométriques par rapport à la plaque et au patch afin de réduire au maximum la valeur de l'intégrale-J et les contraintes dans le patch et l'adhésif.

Dans le chapitre 3, concernant la modification géométrique de la plaque ;

- L'enlèvement d'une quantité de matériau au niveau de la zone endommagée à environ 0,2 mm n'affecte pas la valeur de la concentration de l'Intégrale J et de contraintes.
- Cet enlèvement de la matière protège l'adhésif contre l'effet des conditions environnementales puisqu'il se trouve protégé par le patch et la plaque.

- Le mode de simulation du composite est important dans l'analyse de la distribution des contraintes ; la simulation du composite en multicouches est plus efficace que celle en bloc car on introduit les propriétés mécaniques réelles de chaque couche en fonction de l'orientation des fibres.
- En présence de la modification géométrique de l'épaisseur de la plaque, la présence du défaut de collage affecté d'une façon identique que celle de la plaque non modifiée la valeur de l'Intégrale J et les contraintes dans les deux substrats.

Concernant la modification géométrique du patch composite et l'utilisation d'un patch hybride. Quelle que soit la nature des fibres composites, le patch réduit considérablement la valeur de l'Intégrale-J en pointe de la fissure.

- Le patch Carbone/époxyde réduit considérablement la contrainte par rapport au patch Aramide.
- Le renforcement des couches d'Aramide par des couches de Carbone permet un meilleur transfert des charges de la zone endommagée.
- La position des couches de Carbone par rapport à celle de l'Aramide dans le composite hybride doit être optimisée pour absorber plus de contraintes.
- Si les couches de Carbone dans le composite hybride à base d'Aramide sont en contact avec l'adhésif, la valeur de l'intégrale-J sera réduite puisque le patch assure un meilleur transfert de charge.
- La présence d'un défaut de collage affecte considérablement la valeur de l'intégrale-J. La valeur de l'intégrale-J ainsi que les contraintes de pelage dans le patch et les contraintes de cisaillement dans l'adhésif dépendent fortement de la position du défaut, en particulier si le défaut se trouve au niveau de la fissure ou du bord libre de l'adhésif.
- Si les orientations des différentes couches sont à 0° les propriétés mécaniques du patch sont élevées. La position des couches d'Aramide dans le composite à base de carbone n'ont que peu d'influence sur le transfert de charge. Cependant, si les couches d'aramide sont en contact avec l'adhésif, le transfert sera mauvais et donc moins d'absorption de contrainte de la zone endommagée et donc une valeur un peu élevée de l'intégrale-J.
- Les patches avec la configuration N°2 : Valeur minimale de l'épaisseur des couches extérieures et valeurs croissantes vers le milieu du composite absorbent plus de contraintes de la plaque endommagée que les patches de configuration N°1 l'épaisseur de chaque couche sont constants dans le composite et N°3 : Valeur maximale de l'épaisseur des couches extérieures et valeurs décroissantes vers le milieu du composite.
- Quel que soit la configuration du patch, Le transfert de charge à travers l'adhésif est très important.