REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE DJILLALI LIABES DE SIDI BEL ABBES
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

Thèse

Pour l'obtention du diplôme de

Doctorat

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Construction Mécanique

Présentée par Mlle : ***Djebbar Safa Chahrazad***

Thème

Utilisation des méthodes XFEM, VCCT et CZM pour l'analyse du comportement mécanique des structures assemblées par collage (Utilisation d'un composite hybride)

Soutenue Le 08 juin 2023 devant la commission d'examen :

Président :	***BELHOUARI Mohamed***	*Professeur UDL SBA*
Directeur de thèse :	***ELAJRAMI Mohamed***	*Professeur UDL SBA*
Co-Directeur de thèse :	***MADANI Kouider***	*Professeur UDL SBA*
Examinateur :	***REZGANI Laid***	*Professeur université Saida*
Examinateur :	***OUELD Chikh Elbahri***	*Professeur université Mascara*

Année universitaire 2022 / 2023

Remerciement

En tout premier lieu, je remercie le bon Dieu, tout puissant, de m'avoir donné la force, la santé et la volonté pour dépasser toutes les difficultés et entamer ce mémoire.

Je remercie le laboratoire de recherche Mécanique des structures et des solides du département de Génie Mécanique de la faculté de sciences et technologies de l'université Djilali Liabes - Sidi bel Abbés, pour m'avoir permis de réaliser ce travail et ainsi découvrir le métier et l'environnement du chercheur.

En premier lieu, on souhaite remercier Monsieur le directeur du laboratoire "ELAJRAMI Mohamed'' pour la confiance qu'il nous a accordé, pour le soutien moral avant tous. Ainsi pour son encadrement, pour ses multiples conseils et pour toutes les heures qu'il a consacré à diriger cette recherche.

Ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurais jamais pu voir le jour sans l'aide et l'encadrement de Mr "MADANI Kouider", Je le remercie pour la qualité de son encadrement exceptionnel, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant la préparation de ce mémoire, et pour m'avoir laisser une large part d'autonomie dans ce travail tout en m'aiguillant sur des pistes de réflexion riches et porteuses. J'ai bénéficié, au cours de mes études, de son enseignement clair et précis. Sa gentillesse, ses qualités humaines, sa modestie et surtout de sa compétence

A Mr le Professeur ''BELHOUARI Mohamed'' Je vous remercie de l'honneur que vous nous avez fait en acceptant de présider le jury de ce mémoire et de bien vouloir porter intérêt à ce travail.

Je remercie également mes professeurs ''REZGANI Laid'' Et ''Mr OUELD Chikh Elbahri'' Pour avoir rapporté avec minutie et objectivité mon manuscrit et qui ont bien voulu donner de leur temps précieux pour lire et critiquer mes travaux.

On adresse également nos remerciements à Mr MOKHTARI.M , pour l'aide et les conseils qu'il nous a apporté sur la modélisation par éléments finis.

On adresse également nos remerciements à Mr ZOUGAR.K , pour son aide et ses conseils.

Je remercie également mes professeurs Pour la qualité de l'enseignement qu'ils m'ont prodigué au cours de mon cursus et pour leurs orientations et conseils qui ont contribué à l'élaboration de ce travail

En fin en guise de reconnaissance, je tiens à témoigner mes sincères remerciements à toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin au bon déroulement de ce travail , en particulier (Madame MERZOUG.K, Madame MEKKI.F Monsieur NEKROUF.A).

Je tiens à exprimer mes plus sincères remerciements à mon amie et ma soeur Nadia KADDOURI pour son soutien, son aide et sa disponibilité au long de ce travail.

Ainsi que Pour mon chère amie SEBAIBI nor el Houda pour son soutien et sa disponibilité.

Je remercie bien évidemment toutes les personnes qui m'ont orienté et aidé de loin ou de près à achever ces années de formation de la meilleure façon

Dédicace

A ma très chère mère...

À l'épaule qui me réchauffe...

Aux mots qui me consolent...

Au regard qui me comprend...

Et au pas qui m'accompagne ...

À celle qui a fait de moi ce que je suis aujourd'hui, qui a souffert sans me laisser souffrir, qui n'a jamais dit non à mes exigences, à celle qui m'a donné la vie et surtout qui m'a aimé inconditionnellement ...

Quoi que je fasse ou que je dise, je ne saurais point te remercier comme il se doit, ton affection me couvre, ta bienveillance me guide et ta présence à mes côtés a toujours été ma source de force pour affronter les différents obstacles...

Pour toi ma chère maman' DJEBBAR MOUMNA' je dédie mon travail ...

Que Dieu te protège et t'accorde santé et sérénité incha'allah.

Merci maman …

Et puis je dédie mon travail a :

Mon grand-père, le pilier de notre famille

Ma grand-mère, pour ses prières et ses du'aas

Mon cher frère Mohamed « Dr Djebbar.M », merci pour m'avoir tout donner

Mes chères tantes, mes chères sœurs, c'est grâce à votre soutien et bienveillance que je suis arrivé là aujourd'hui,

DJEBBAR Faiza, DJEBBAR Fatiha, DJEBBAR Zohra, BAGHDADI khaira

Mes chers oncles LAMTIOUI.A, MOKARAM.A ET FAREH.N , je n'ai eu besoin de rien en votre présence

Et mes sœurs LAMTIOUI Hiba Wijdane et LAMTIOUI Khissal , vous êtes mon bras droit , ma source de force et de fierté dans ce monde

Et mes petites sœurs
Férdaws, Fatima Ritaj, Soundos , Soumaia, Ghofran

Pour mes 2 petits princes
Mohamed Omar et Yahia Ayoub

A Mr l'avocat DJEBBAR Yahia, celui qui m'a toujours fait confiance et qui a cru en moi

A mes chères amies
BACHI BENSAAD Saoussan, AKKAl Fatima, FELALI Hadjer

A mes chères amis
Mounir et Chérif

Pour le seul, l'unique "oncle FILALI Masoud", un véritable roi qui m'a beaucoup aidé durant les longues années d'études

Nomenclature

E	Module d'élasticité
v	Coefficient de poisson
σ_e	Contrainte à la limite élastique
σ_r	Contrainte à la rupture
ε_r	Allongement à la rupture
C	Compliance du système
d	Variable scalaire d'endommagement
G_c	Taux de restitution d'énergie critique
G_i	Taux de restitution d'énergie initial
K_n	Rigidité de l'élément cohésif en tension
K_s	Rigidité de l'élément cohésif en cisaillement
T_n	Contrainte cohésive en tension
T_s	Contrainte cohésive en cisaillement
Δ_i	Composants du vecteur saut de déplacement
δ	Déplacement équivalent
δ_f	Déplacement équivalent pour lequel le matériau est complètement endommagé
t_i	Vecteur des contraintes relié à l'élément cohésif

Résumé

Les alliages d'aluminium sont couramment utilisés dans les applications aéronautiques en raison de leur résistance spécifique et de leur meilleure résistance à la corrosion. Au cours de leur utilisation, ces structures sont exposées à différents cycles de chargement, ce qui conduit finalement à une défaillance au niveau des discontinuités géométriques. La réparation par collage de pièces métalliques ou composites est très répandue pour prolonger la durée de vie des structures en limitant les concentrations de contraintes et en retardant l'apparition de fissures. L'objectif principal des travaux de cette thèse est d'évaluer numériquement l'effet de la présence d'une entaille circulaire centrale dans une plaque d'aluminium, renforcée ou non par un patch composite collé, sur la réponse globale à la traction de la structure. Pour ce faire, la loi constitutive de l'aluminium et de l'adhésif est supposée non linéaire et suit la théorie de l'écoulement des contraintes équivalentes de Von Mises avec une variable de durcissement sous forme incrémentale. L'initiation des dommages dans l'alliage d'aluminium est modélisée par la méthode XFEM (Extended Finite Element Method), cette initiation est prédite en utilisant le critère de contrainte principale maximale (MAXPS). L'évolution des dommages est basée sur une approche énergétique. La couche adhésive a été modélisée par CZM (Cohesive Zone Model) et VCCT (Virtual Crack-Closure Technique). Les résultats numériques obtenus ont été validés par des données expérimentales, un bon accord a été trouvé entre les résultats expérimentaux des courbes de traction des plaques réparées et non réparées et ceux résultant de la modélisation numérique. Une fois le modèle numérique validé, l'effet de plusieurs paramètres sur les performances de la réparation par patch composite et sur la réduction de la contrainte maximale de la zone endommagée a été étudié numériquement, à savoir la forme du patch composite, la taille de l'entaille, la nature de l'adhésif et le mode de réparation par patch (simple et double).

Les Mots Clés : Aluminium 2024-T3, Patch composite, Entaille, Endommagement, Propagation de fissure, XFEM, CZM, VCCT.

Abstract

Aluminum alloys are commonly used in aeronautical applications because of their specific strength and improved corrosion resistance. These structures, during their service, are exposed to various loading cycles, eventually leading to failure at the loci of geometric discontinuities. Repairing by metal or composite patch bonding is widespread to extend the structures' life by limiting stress concentrations and delaying crack initiation. The main objective of the work of this thesis is to evaluate numerically the effect of the presence of a central circular notch in an aluminum plate, reinforced or not by a bonded composite patch, on the global response of the structure to the traction. To do this, the constitutive law of the aluminum and the adhesive is assumed to be nonlinear and follows the flow theory of equivalent Von Mises stresses with a hardening variable in incremental form. The initiation of damage in the aluminum alloy is modeled by the XFEM method (Extended Finite Element Method), this initiation is predicted using the maximum principal stress criterion (MAXPS). The evolution of damage is based on an energy approach. The adhesive layer was modeled by CZM (Cohesive Zone Model) and VCCT (Virtual Crack-Closure Technique). The numerical results obtained were validated by experimental data, a good agreement was found between the experimental results of the curves of traction of the repaired and non-repaired plates and those resulting from the numerical modeling. Once the numerical model was validated, the effect of several parameters on the performance of the repair by composite patch and on the reduction of the maximum stress of the damaged zone was studied numerically, namely the shape of the composite patch, the notch size, the adhesive nature and the repair mode (single and double patch).

Keywords: 2024-T3 aluminum, Composite patch, Notch, Damage, Crack propagation, XFEM, CZM, VCCT.

الملخص

تُستخدم سبائك الألومنيوم بشكل شائع في تطبيقات الطيران بسبب قوتها الخاصة وتحسينها المقاومة للتآكل. تتعرض هذه الهياكل، أثناء خدمتها، لدورات تحميل مختلفة، في نهاية المطاف مما يؤدي إلى فشل في مواقع الانقطاعات الهندسية. يتم الإصلاح عن طريق الربط المعدني أو المركب على نطاق واسع لإطالة عمر الهياكل عن طريق الحد من تركيزات الإجهاد وتأخير بدء الشقوق .الهدف الرئيسي من عمل هذه الأطروحة هو التقييم العددي لتأثير وجود الشق الدائري المركزي في صفيحة من الألومنيوم، سواء كانت مقواة برقعة مركبة مرتبطة أم لا، على استجابة الشد الكلية للهيكل. للقيام بذلك، يُفترض أن يكون القانون التأسيسي للألمنيوم والمادة اللاصقة غير خطي ويتبع نظرية التدفق المكافئة لشهادات فون ميزس مع متغير تقسية في شكل تزايدي. يتم نمذجة بدء التلف في سبيكة الألومنيوم بواسطة طريقة XFEM (طريقة العناصر المحدودة الممتدة)، ويتم توقع هذا البدء باستخدام معيار الضغط الأساسي الأقصى (MAXPS). يعتمد تطور الضرر على نهج الطاقة. تم تصميم الطبقة اللاصقة بواسطة CZM (نموذج المنطقة المتماسكة) وVCCT (تقنية إغلاق الكراك الافتراضي). تم التحقق من صحة النتائج العددية من خلال البيانات التجريبية، وتم العثور على اتفاق جيد بين النتائج التجريبية لمنحنيات الجر للصفائح التي تم إصلاحها وغير التي تم إصلاحها وتلك الناتجة عن النمذجة العددية. بمجرد التحقق من صحة النموذج العددي، تمت دراسة تأثير العديد من المعلمات على أداء الإصلاح بواسطة التصحيح المركب وعلى تقليل الضغط الأقصى للمنطقة التالفة عدديًا، وتحديداً شكل التصحيح المركب، وحجم الشق. طبيعة اللاصق وطريقة الإصلاح بالرقعة (مفردة ومزدوجة).

Table des matières

Remerciement

Dédicace

Nomenclature

Résumé

Abstract

الملخص

Introduction Générale 1

Chapitre I :
Revue de la litterature sur la technique de reparation par patch

I.1 Introduction 5

I.2 Endommagement des structures 7

I.3 Techniques de réparation 10

I.3.1 Réparation hybride par boulonnage/rivetage et collage 10

I.3.2 Réparation par collage de patch 13

I.3.2.1 Type de réparation par collage 15

A. Réparation interne 15

B. Réparation externe 16

I.4 Optimisation des Patchs 18

I.4.1 Renforcement des différentes formes de discontinuités 20

A. Réparation des Entailles 20

B. Réparation des Fissures 22

I.4.2 Effet de réparation simple et double 26

I.4.3 Effet de la forme de patchs composites 30

I.4.4 Effet de l'épaisseur du patch 35

I.4.5 L'effet de la nature et séquence d'empilement du patch 38

I.4.6 Effet de défaut de collage 43

I.4.7 Effet de vieillissement 49

I.5 Les approches numériques : 51

I.5.1 Les approches de type mécanique de la rupture 52

I.5.1.1 Les approches de Modèles de zone cohésive (CZM) 52

I.5.1.1.1 Définition 52
I.5.1.1.2 Historique 53
I.5.1.1.3 La Formulation de la méthode de zone cohésive 56
I.5.1.2 Les approches éléments finis étendus (XFEM)[97][98] 59
I.5.1.2.1 Définition 59
I.5.1.2.2 Historique 60
I.5.1.2.3 La Formulation de la méthode étendue des éléments finis 61
I.5.1.3 Les approches de Technique virtuelle de fermeture de fissure VCCT 64
I.5.1.3.1 Définition 64
I.5.1.3.2 Historique 65
I.5.1.3.3 Équations pour l'utilisation du VCCT 67
I.6 Conclusion 74
I.7 Références 76

Chapitre II :
Utilisation des deux techniques XFEM et CZM pour l'analyse de la resistance des plaques reparées

II.1 Introduction 87
II.2 Modèle Géométrique 90
II.3 Présentation des matériaux 91
II.3.1 Alliage d'aluminium 2024-T3 92
II.3.2 Adhésif Adekit A-140 93
II.3.2.1 Caractéristiques de l'adhésif : 94
II.3.2.2 La caractérisation de l'interface adhésive : 95
A. Essais DCB 95
B. Essais ENF 96
II.3.3 Patch composite 97
II.4 Conditions aux limites 99
II.5 Maillage 99
II.6 Etude de convergence 105
II.6.1 Effet de la densité et type d'élément de maillage 105
II.7 La validation des modèles numériques 112
II.8 Résultats et analyse : 114
II.8.1 Effet de la taille de l'entaille 114

II.8.2 Effet du double patch 117
II.8.3 Effet de la taille du patch de forme carré 119
II.8.4 Effet de la forme du patch 121
II.8.5 Analyse de décollement 125
II.8.5.1 Patch en forme carré 125
II.8.5.2 Patch de forme circulaire 127
II.8.5.3 Patch en forme de losange 130
II.8.5.4 Patch de forme elliptique 132
II.8.6 Analyse du décollement adhésif en fonction du rayon d'entaille 135
II.9 Conclusion 140
II.10 Références 142

Chapitre III :
Analyse de l'effet de la forme du patch par l'utilisation des techniques CZM et XFEM

III.1 Introduction 146
III.2 Comparaison entre les deux formes du patch circulaire et carré 147
III.3 Effet de la modification géométrique des bords du patch 153
III.3.1 Modification du Patch carré 153
III.3.1.1 Première modification 153
III.3.1.2 Deuxième modification 160
III.3.1.3 Troisième modification 166
III.3.1.4 Quatrième modification 172
III.3.2 Modification du patch circulaire 179
III.3.2.1 Première modification 179
III.3.2.2 Deuxième modification 187
III.4 Conclusion 194
III.5 Références 196

Chapitre IV :
Analyse de l'endommagement des structures reparees par l'utilisation des techniques XFEM+CZM et XFEM+VCCT

IV.1 Introduction 200
IV.2 Modèle géométrique 202
IV.3 Propriétés mécaniques 204

IV.4 Maillage et convergence des résultats 204

IV.5 Etude de concentration de contrainte 209

IV.5.1 Effet de la charge appliquée 209

IV.5.1.1 Plaque non réparée 209

IV.5.1.2 Plaque réparée par simple patch 209

IV.5.1.3 Plaque réparée par double patch 211

IV.6 Facteur de concentration de contrainte 212

IV.7 Analyse de la résistance en traction 214

IV.7.1 Utilisation des techniques XFEM+CZM 214

IV.7.1.1 Entaille Elliptique 214

IV.7.1.1.1 Analyse de la plaque Sans réparation 214

IV.7.1.1.2 Plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée avec patch 217

IV.7.1.2 Plaque avec entaille V 222

IV.7.1.2.1 Plaque avec entaille V sans patch 222

IV.7.1.2.2 Plaque avec entaille V avec patch 223

IV.7.1.3 Entaille rainure 226

IV.7.1.3.1 Plaque avec entaille rainure sans patch 226

IV.7.1.3.2 Plaque avec entaille rainure réparée par patch 228

IV.8 Comparaison entre le décollement avec CZM et VCCT 230

IV.8.1 Maillage : 231

IV.8.2 Patch simple 232

IV.8.2.1 Entaille Circulaire 232

IV.8.2.2 Entaille double V 234

IV.8.2.3 Entaille rainure 236

IV.8.2.4 Entaille elliptique 238

IV.8.2.4.1 Entaille elliptique avec rapport a/b=2 238

IV.8.2.4.2 Entaille elliptique avec rapport a/b=4 241

IV.8.3 Patch double 243

IV.8.3.1 Entaille Circulaire 243

IV.8.3.2 Entaille rainure 245

IV.8.3.3 Entaille double V 248

IV.8.3.4 Entaille elliptique 250

IV.8.3.4.1 Entaille elliptique avec rapport a/b=2 250

IV.8.3.4.2 Entaille elliptique avec rapport a/b=2 252

IV.9 L'utilisation d'un matériau hybride 254

IV.10 Conclusion 260

IV.11 Références 262

Conclusion Générale 264

Liste des figures

Chapitre I :
Revue de la litterature sur la technique de reparation par patch

Figure I. 1 : Différents Types de dommages [8]. 8
Figure I. 2 : Différents types de dommages dans les matériaux composites. 9
Figure I. 3 : Différentes étapes de la réparation [9]. 10
Figure I. 4 : Réparations par boulonnage et rivetage couplés avec un joint de colle. 11
Figure I.5: Exemple de réparations rivetée [11]. 12
Figure I. 6 : Exemple d'une réparation rivetée dans le SRM [Airbus, 2006][12]. 12
Figure I. 7 : Modes de défaillance par fatigue des joints AL1420 [13] 13
Figure I. 8 : Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus [15]. .. 14
Figure I. 9 : Type de joints collés de réparation composite, (a) réparation d'écharpe, (b) réparation d'écharpe étagée, (c) doubleur d'écharpe collé réparation, (d) réparation de patch, (e) réparation de recouvrement étagé [16] 15
Figure I. 10 : Réparation d'écharpe (a) vue éclatée montrant les plis de découpe, d'adhésif et de réparation, (b) un modèle structurel montrant les géométries et les coordonnées, et (c) un joint représentatif. 16
Figure I. 11 : Configurations de réparation avec un patch de recouvrement en composites solides et sandwich. 17
Figure I. 12 : a)-Joint d'écharpe de panneaux composites avec un patch de recouvrement externe, b) -Réparation d'écharpe unilatérale avec un patch de superposition externe. 18
Figure I. 13 : Organigramme d'améliorations sur les patchs, les adhésifs et les méthodes de réparation. 19
Figure I. 14 : Trois aspects optimisés des performances de réparation, (a) Géométrie, (b) Additif, (c) Hybridation. 19
Figure I. 15 : Modèle géométrique et résultats (Madani et al) [31] 20
Figure I. 16 : Configuration des éprouvettes.[32] 21
Figure I. 17 : Essais de traction d'éprouvettes avec différentes encoches sans et avec réparation. 21
Figure I. 18 : (a) Propriétés géométriques des plaques composites non entaillées et entaillées ; (b) Effet de type d'entaille sur la charge de rupture. 22
Figure I. 19 : Échantillon avec différentes longueurs de fissures.[34] 22
Figure I. 20 : 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
Figure I. 21 : Géométrie du modèle de réparation ayant un patch carré patch symétrique (a) vue de face, et (b) vue de côté (toutes les dimensions sont en mm) [36]. 23
Figure I. 22 : Modèle d'éléments finis typique d'un spécimen réparé, pour diverses conditions de mode mixte. 24
Figure I. 23 : Variation de la contrainte T avec l'angle de fissure b, Variation du facteur d'intensité de contrainte effective normalisée prédite pour une éprouvette de fissure centrale inclinée. 24
Figure I. 24 : Diverses configurations d'éprouvettes fissurées en mode I pur. 25
Figure I. 25 : Configurations d'éprouvettes fissurées en mode mixte. 26
Figure I. 26: Modèle géométrique de la moitié de la structure patchée pour le mode pur I ,Comparaison du facteur d'intensité de contrainte entre les fissures simples et doubles. 26
Figure I. 27 : a) Modèle de maille pour plaque avec patch asymétrique et symétrique. b) Résultats. 27
Figure I. 28 : Modélisation éléments finis ou réparations. (a) Patch unique. (b) Patch double (c) Comparaison du comportement mécanique de plaques avec différentes encoches. 28
Figure I. 29 : Modèles géométriques ; Facteur d'intensité de contrainte pour patch simple et double par rapport à la longueur de la fissure. 28
Figure I. 30: Différentes méthodes de modélisation du patch (a) un patch sous forme de bloc (configuration 1), (b) patch sous forme multicouche (configuration 2), (c) Plaque non réparée avec modification (avec enlèvement de matière). (d) Plaque réparée avec modification, patch sous forme de bloc (configuration 3). (e) Plaque réparée avec modification, patch sous forme multicouche (configuration 4) 29

Figure I. 31: Variation de J-Intégrale en fonction de la longueur de fissure pour des plaques endommagées et réparées par patch composite [patch modélisé en bloc et en multicouche]. 30
Figure I. 32 : L'effet du Patch asymétrique et Patch asymétrique modifié. 31
Figure I. 33 : Diverses formes de patchs composites d'après Fekih et al [32]. 31
Figure I. 34 : : Modèle par éléments finis d'un modèle de réparation composite comportant des patchs de différentes formes (a) circulaires, (b) rectangulaires, (c) carrées, (d) elliptiques, (e) octogonales régulières, et (f) octogonales étendues. 32
Figure I. 35 : a)-Dimension des différentes formes de renfort, b)-Synthèse efficace des formes d'encoches et de renfort. 32
Figure I. 36 : Formes du patch. 33
Figure I. 37 : Plaque en aluminium réparée avec différentes formes de patchs : (a) Circulaire, (b) Rectangulaire, (c) Carré (d) Elliptique (e) Octogone Régulier et (f) Octogone Étendu. 33
Figure I. 38 : Diagramme comparatif montrant la variation du SCF par rapport à la surface du patch pour différentes formes de patch. 34
Figure I. 39 : a) Modèle géométrique b) Influence de la taille du patch sur la variation du FIC. 35
Figure I. 40 : Relations entre la longueur des fissures et les cycles pour les panneaux réparés et non réparés.[52] 35
Figure I. 41 : Patch composite avec une épaisseur dégressive [19]. 36
Figure I. 42 : a) -Conception d'échantillons pour la variation de la longueur du patch (en haut) et de l'épaisseur du patch (en bas).Seules les valeurs minimales et maximales pour la longueur du patch (en haut) et l'épaisseur du patch (en bas) sont indiquées)-Influence de la longueur du patch (à gauche) et de l'épaisseur du patch (à droite) sur la résistance globale (essais mécaniques et simulation) 36
Figure I. 43 : Effet de l'épaisseur et de la longueur latérale du patch sur FIS. 37
Figure I. 44 : Eprouvette détaillé et résultat[55] 38
Figure I. 45 : Variation de KI en fonction de la longueur de la fissure pour un échantillon fissuré au centre avec et son patch. 38
Figure I. 46 : Spécimen avec patch avant essai d'impact ; Spécimen 12 après essai de choc. 39
Figure I. 47 : Panneau fissuré réparé avec (a) patch CFRP ; (b) timbre hybride ; (c) Patch GFRP et les résultats. . 40
Figure I. 48 : Schéma de principe du composite sandwich fibre de carbone-aramide, Performances en flexion de composite fibre de carbone/époxy et fibre de carbone-aramide/époxy composite sandwich avec différents nombres de couches. 40
Figure I. 49 : Réparation des bordages en aluminium par patchs composites internes [11]. 41
Figure I. 50 : Modèle géométriques, b) Rupture des échantillons réparés par différents patchs : Patch [90] Patch[75/-75]s Patch[45/-45]s [90/0/45/-45] [31]. 42
Figure I. 51 : Modèle de la géométrie proposé par Errouane avec résultats [61]. 43
Figure I. 52 : Défauts typiques présents dans un joint de colle[62]. 43
Figure I. 53 : Quelques positions de défaut d'adhésif. 44
Figure I. 54 : La variation de l'intégrale J en fonction de la position du défaut a) Longueur de fissure =10mm, b) Longueur de fissure =20mm, c) Longueur de fissure =30mm. 44
Figure I. 55 : Représentation schématique des défauts bidimensionnels et tridimensionnels du joint adhésif [64]. 46
Figure I. 56 : a) Assemblage collé à simple joint de recouvrement, b) Présence de défaut dans la couche d'adhésif (dimensions en mm).[65] 46
Figure I. 57 : Représentation graphique de quelques nombres et positions des défauts dans la couche de l'adhésif .[66] 47
Figure I. 58 : Modèle géométrique[67] 48
Figure I. 59 : Représentation schématique des défauts de l'adhésif. 48
Figure I. 60 : Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) défaut de cercle, (b) défaut carré, (c) défaut de triangle. 48
Figure I. 61 : courbes contrainte/déformation de l'adhésif pour différents temps d'immersion dans de l'eau distillée à 20° C 40 °C et 60° C. 49
Figure I. 62 : Intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différents temps d'immersion à 20° C 40° C et 60 °C. 49

Figure I. 63 : Courbes de traction pour différentes durées d'immersion dans le composite.[72] 50
Figure I. 64 : (A) Représentation de la zone de processus de fracture, (B) la cohésion constitutive loi des zones. 57
Figure I. 65 : La représentation normale et tangentielle de coordonnées pour une fissure arbitraire (Campilho et al. 2011) [110] 62
Figure I. 66 : Propagation des dommages dans XFEM en utilisant le concept de nœuds : avant (a) et après partitionnement (b) d'un élément fissuré en sous-éléments. (Campilho et al. 2011d) 63
Figure I. 67 : Principe de la croissance d'une fissure auto similaire. (a) Fissure initiale de longueur a et (b) fissure prolongée par un △a. 67
Figure I. 68 : VCCT pour les éléments solides 2D. (a) VCCT pour les éléments solides 2D avec quatre nœuds et (b) VCCT pour l'analyse géométrique non linéaire 68
Figure I. 69 : Correction pour les éléments de longueurs différentes devant et derrière l'extrémité de la fissure. 69
Figure I. 70 : VCCT pour les éléments solides 3D. (a) Vue 3D (les forces de surface inférieures ont été omises a) pour la clarté) et b) la vue de dessus de la surface supérieure (les termes de surface inférieure ont été omis pour la clarté). 70
Figure I. 71 : Figure 1.6 VCCT pour les éléments de plaque/coque avec quatre nœuds. (a) Vue 3D (forces de surface inférieures ont été omis pour plus de clarté) et (b) vue de dessus de la surface supérieure (les termes de surface inférieure ont été omis par souci de clarté). 72
Figure I. 72 : Configurations pour lesquelles une séparation de mode précise pourrait ne pas être obtenue. a) les interfaces entre les éléments solides en faisceau et en 2D; b) les interfaces entre la coque et les éléments solides 3D; (c) les interfaces entre les éléments de faisceau ayant des propriétés de section différentes; d) les interfaces entre les éléments de tôle ou de coque ayant des propriétés de section différentes 73
Figure I. 73 : VCCT pour éléments pleins de différentes largeurs le long de la façade. 74

Chapitre II :
Utilisation des deux techniques XFEM et CZM pour l'analyse de la resistance des plaques reparees

Figure II. 1 : Présentation de la structure réparée et non par patch simple et double. 91
Figure II. 2 : Courbe contrainte / déformation Plaque Aluminium 2024-T3 (courbe expérimentale) [40]. 93
Figure II. 3: Courbe de traction de l'adhésive Adekit A140 [40]. 95
Figure II. 4: Dimensions de l'éprouvette DCB. 96
Figure II. 5: Géométrie de l'éprouvette ENF. 96
Figure II. 6: Modules d'Young longitudinal et transversal du composite carbone/époxy. [40] 98
Figure II. 7: Conditions aux limites de la plaque a) dans les conditions d'essai réelles et b) dans le modèle numérique. 99
Figure II. 8: Courbe de séparation de traction. 100
Figure II. 9: Représentation de l'élément équivalent de l'adhésif dans une plaque réparée par un patch composite. 101
Figure II. 10: Détails du maillage de a) la plaque réparée, b) le patch et c) l'adhésif. 104
Figure II. 11 : Courbe de validation numérique par les courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque aluminium pour différentes nombre et type de maillage[40]. 106
Figure II. 12 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque Aluminium avec entaille centrale circulaire pour différents nombres et types d'éléments de maillage.[40] 107
Figure II. 13 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque Aluminium avec entaille centrale circulaire réparée avec patch simple pour différents nombres et types d'éléments de maillage[40]. 109

Figure II. 14 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque aluminium avec entaille centrale circulaire réparée avec patch double pour différents nombres et types d'éléments de maillage[40]. 110
Figure II. 15: Comparaison de la force maximale expérimentale de la structure avec et sans patch avec celles issues de l'analyse numérique. 111
Figure II. 16: Courbes charge-déplacement numériques et expérimentales, a) plaque d'aluminium b) plaque d'aluminium avec entaille centrale circulaire, c) plaque endommagée et réparée par simple patch et d) plaque endommagée et réparée par double patch. 112
Figure II. 17: Comparaison des résultats expérimentaux et numériques de a) la force maximale et b) le déplacement maximal des différentes structures. 113
Figure II. 18 : Différentes dimensions de l'entaille. 114
Figure II. 19 : Courbe Force-Déplacement pour les différents rayons d'entaille. 115
Figure II.20 : Force maximale et déplacement de rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour la plaque non réparée. 115
Figure II.21 : Courbe Force-Déplacement pour différents rayons d'entaille de la plaque réparée. 116
Figure II.22 : Variation de la Force maximale et du déplacement à la rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour les plaques réparées et non réparées. 117
Figure II. 23 : Courbe Force-Déplacement pour la structure endommagée et réparée par double patch en fonction de la taille de l'entaille. 118
Figure II. 24 : Variation de la force maximale et du déplacement à la rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour la réparation à simple et double patch. 119
Figure II. 25 : Différentes dimensions du patch composite. 120
Figure II. 26 : Courbes force-déplacement pour différentes dimensions du patch. 120
Figure II. 27 : Charge maximale et déplacement à la rupture pour la structure réparée en fonction de la dimension du patch. 121
Figure II. 28 : Différentes formes de patch. 122
Figure II. 29 : Courbes force-déplacement de la plaque réparée par différentes formes de patch. 122
Figure II. 30 : Force maximale et déplacement à la rupture de la structure réparée en fonction de la forme du patch. 123
Figure II. 31 : Courbe charge-déplacement en fonction du rayon de l'entaille pour différentes formes de patch de réparation. 124
Figure II. 32: Présentation des points sensibles de la courbe charge-déplacement pour l'analyse du décollement de l'adhésif. 125
Figure II. 33 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch de forme carré). 126
Figure II. 34 : % de décollement par rapport à la courbe charge-déplacement d'une structure endommagée réparée par un patch carré. 127
Figure II. 35 : Points sensibles de la courbe charge-déplacement pour l'analyse du décollement de l'adhésif. . 128
Figure II. 36 : les niveaux de contrainte de Von Mises dans le patch et la plaque et le niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée. (Patch de forme circulaire). 129
Figure II. 37 : Courbe charge-déplacement d'une structure endommagée réparée par un patch en forme de losange. 130
Figure II. 38 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch en forme de losange). 132
Figure II. 39 : Courbe charge-déplacement de traction d'une structure endommagée réparée par un patch elliptique. 132
Figure II. 40 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch de forme elliptique). 134
Figure II. 41 : Courbe charge-déplacement de la plaque réparée par patch composite, D=12mm et D=28mm. 135
Figure II. 42 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (diamètre d'encoche 12 mm). 137
Figure II. 43 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (diamètre d'encoche 28 mm). 139

Chapitre III :

Analyse de l'effet de la forme du patch par l'utilisation des techniques CZM et XFEM

Figure III. 1 : Modèle géométrique de réparation par : a) - patch carré, b) - patch circulaire. 148
Figure III.2 : Courbe force-déplacement de la plaque réparée par a) patch carré et b) patch circulaire. 148
Figure III.3 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées. 150
Figure III. 4: Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées. 152
Figure III. 5: Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 153
Figure III. 6 : Modèle géométrique de La première modification du patch carré. 154
Figure III. 7 : Courbe force-déplacement de la plaque réparée par un patch carré modifié. 154
Figure III. 8 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées. 155
Figure III. 9 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées. 157
Figure III. 10 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 159
Figure III. 11 : Valeurs maximales de la force et du déplacement en fonction du rayon d'angle du patch. 160
Figure III. 12 : Modèle géométrique de la deuxième modification du patch carré. 160
Figure III. 13 : Courbes force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié au coin sous une forme triangulaire. 161
Figure III. 14 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées. 162
Figure III. 15 : Niveaux de contraintes dans l'adhésive pour différentes charges appliquées. 164
Figure III. 16 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 165
Figure III. 17 : Variation de la force de traction maximale et du déplacement maximal en fonction de paramètre géométrique 'C' de la modification des bords du patch. 166
Figure III. 18 : Modèle géométrique de la troisième modification du patch carré. 166
Figure III. 19 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié sur les bords parallèles à la charge appliquée. 167
Figure III. 20 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées. 169
Figure III. 21 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées. 170
Figure III. 22 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 172
Figure III. 23 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre géométrique 'a' de la modification des bords du patch. 172
Figure III. 24 : Modèle géométrique de la quatrième modification du patch carré. 173
Figure III. 25 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié sur les bords perpendiculaires à la charge appliquée 173
Figure III. 26 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées. 174
Figure III. 27 : Niveaux de contraintes dans l'adhésive pour différentes charges appliquées. 176
Figure III. 28 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 177
Figure III. 29 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre géométrique 'a' de bords du patch. 179
Figure III. 30 : Modification géométrique appliquée à un patch circulaire 180
Figure III. 31: Courbes force-déplacement d'une plaque réparée par patch circulaire modifié sur R1. 180
Figure III. 32 : Niveaux des contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées. 182
Figure III. 33 : Niveaux des contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées. 184
Figure III. 34 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 186
Figure III. 35 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R1' de la géométrie du patch. 187
Figure III. 36 : Modification géométrique appliquée à un patch circulaire inversé 187
Figure III. 37 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch circulaire modifié sur R_2. 188
Figure III. 38 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées. 190
Figure III. 39 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées. 191
Figure III. 40 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées. 193

Figure III.41 montre la variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R2' de la géométrie modifié des bords du patch circulaire. 193
Figure III. 42 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R2' de la géométrie modifiée des bords du patch circulaire. 194

Chapitre IV :
Analyse de l'endommagement des structures reparees par l'utilisation des techniques XFEM+CZM et XFEM+VCCT

Figure IV. 1 : Présentation des Différentes formes d'entaille [22]. 203
Figure IV. 2 : Présentation des dimensions des Modèles géométriques. 203
Figure IV. 3: Détails du maillage de la plaque réparée. 204
Figure IV. 4: Présentation des différents types de maillage ainsi lestypes d'elements de maillages choisis. 205
Figure IV. 5 : Présentation des différents types de maillage choisis. 205
Figure IV. 6 : Variation des contraintes Normales $\sigma 11\ dans\ la\ plaque$ pour différents types et nombres de maillages linéaire et quadratique. 206
Figure IV. 7 : Variation des contraintes Normales pour différentes types et nombres de maillage linéaire. 207
Figure IV. 8 : Variation des contraintes de Von Mises pour les différentes formes d'entailles avec des différents types et nombres de maillage linéaire. 208
Figure IV. 9 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque sans réparation pour des déférentes charges appliquées. 209
Figure IV. 10 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque avec réparation simple pour des différentes séquences d'empilements et charges appliquées. 210
Figure IV. 11 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque avec réparation double pour des déférentes séquences d'empilements et charges appliquées. 211
Figure IV. 12 : Variation du facteur de concentration de contrainte pour les différentes entailles 212
Figure IV. 13 : Variation du facteur de concentration de contrainte des différentes entailles et différentes charges appliquées. 213
Figure IV. 14 : Variation du facteur de concentration de contrainte des différentes entailles et différentes charges appliquées. 213
Figure IV. 15: Présentation des axes a et b de l'entaille elliptique. 214
Figure IV. 16 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique avec les deux rapports des axes a/b=2 et a/b=4. 215
Figure IV. 17 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charge appliquée (entaille de forme elliptique). 217
Figure IV. 18 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée par patch composite. 217
Figure IV. 19 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (entaille de forme elliptique a//b=2). 220
Figure IV. 20 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=4 réparée par simple patch. 220
Figure IV. 21 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour les différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a//b=4). 222
Figure IV. 22 : Courbe Force-déplacement pour une plaque avec entaille V. 222
Figure IV. 23 : Niveaux de contraintes de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V). 223
Figure IV. 24 : Courbe Force-déplacement pour une plaque avec entaille V réparée. 224
Figure IV. 25 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V). 225
Figure IV. 26 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure. 226

Figure IV. 27 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure). 228
Figure IV. 28 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparée. 228
Figure IV. 29 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure). 230
Figure IV. 30: Présentation du maillage pour la couche d'adhésive en utilisant la technique VCCT. 232
Figure IV. 31 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille circulaire réparée par un patch composite. 233
Figure IV. 32 : Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme circulaire). 234
Figure IV. 33 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille V réparée par patch composite. 235
Figure IV. 34: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V). 236
Figure IV. 35 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparée par patch composite. 237
Figure IV. 36: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure). 238
Figure IV. 37 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée par patch composite. 239
Figure IV. 38: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a/b=2). 240
Figure IV. 39 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=4 réparée par patch composite. 241
Figure IV. 40: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a/b=4). 242
Figure IV. 41 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille circulaire réparée par un double patch composite. 244
Figure IV. 42: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme circulaire). 245
Figure IV. 43 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparé par un double patch composite. 246
Figure IV. 44: Niveaux de contraintes de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure). 247
Figure IV. 45 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille V réparée par un double patch composite. 248
Figure IV. 46: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V). 250
Figure IV. 47 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a//b=2 réparée par un double patch composite. 251
Figure IV. 48: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille elliptique a//b=2). 252
Figure IV. 49 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a//b=4 réparée par un double patch composite. 253
Figure IV. 50: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille elliptique a//b=4). 254
Figure IV. 51 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque réparée par patch simple de différentes natures. 255
Figure IV. 52: Variation de la contrainte de pelage pour les différentes natures du patch et pour différentes charges appliquées. 256
Figure IV. 53: Différentes configurations du matériau hybride. 256
Figure IV. 54: Courbe Force-Déplacement pour une plaque réparée par patch hybride. 257
Figure IV. 55 : Variation des contraintes de Von mises suivant la mi-largeur pour une plaque avec réparation simple patch hybride pour différentes configurations de renforcement. 258

Figure IV. 56 : Variation des contraintes de cisaillement dans le joint adhésif pour une plaque avec réparation hybride simple pour des configurations de renforcement. 260

Liste des tableaux

Chapitre I :
Revue de la litterature sur la technique de reparation par patch

Tableau I. 1 : Validation des SIF et de la contrainte T pour l'échantillon sans réparation. 24
Tableau I. 2 : Divers modèles de zone cohésive et leurs paramètres. 56

Chapitre II :
Utilisation des deux techniques XFEM et CZM pour l'analyse de la resistance des plaques reparees

Tableau II. 1 : Dimensions des différents substrats. 91
Tableau II. 2 : Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-T3 [40]. 93
Tableau II. 3: Propriétés mécaniques et thermiques de l'adhésif [1]. 94
Tableau II. 4 : Propriétés mécaniques de l'assemblage [2]. 94
Tableau II. 5 : Les dimensions de l'éprouvette DCB 96
Tableau II. 6 : Dimension de l'éprouvette ENF. 96
Tableau II. 7 : Propriétés de l'adhésif 'ADEKIT A140'. 97
Tableau II. 8 : Propriétés mécaniques de la fibre, matrice et du composite selon la direction de la fibre 0° [40]. 98

Chapitre IV :
Analyse de l'endommagement des structures reparees par l'utilisation des techniques XFEM+CZM et XFEM+VCCT

Tableau IV. 1 : Dimensions des différents substrats. 203

Introduction Générale

Les éléments constitutifs d'une structure sont généralement des assemblages par rivetage, collage, boulonnage ou soudage faisant apparaître des discontinuités géométriques auprès desquelles se forment des zones de concentration de contrainte notamment au voisinage de l'entaille. Sous une sollicitation mécanique, même inférieure à la limite élastique du matériau, ces défauts géométriques produisent une concentration locale de déformation et de contraintes qui dépassent souvent la limite de rupture du matériau. Les risques d'amorçage et de propagation des fissures de fatigue se situent près de ces zones. Les structures en service sont soumises à des chargements cycliques d'origine mécaniques et/ou thermique : les pièces des machines tournantes, les ailes d'un avion, les pneumatiques d'un véhicule subissent des déformations répétées à chaque tour de roue … Ces chargements peuvent conduire à la rupture, même lorsqu'ils restent inférieurs à la limite d'élasticité du matériau de la structure : c'est le phénomène de fatigue qui désigne le comportement des matériaux sous des cycles répétés de contrainte ou déformation qui causent une détérioration de la matière, d'où résulte une rupture progressive due à la propagation de fissures. Lorsqu'un matériau est soumis un grand nombre de fois à des amplitudes de contraintes cycliques, pour des niveaux de contrainte bien inférieurs à sa limite d'élasticité, l'endommagement par fatigue apparaît.

L'endommagement par fatigue peut se découpler en trois étapes bien distinctes : l'amorçage des fissures, la propagation et la rupture. A cet effet, et dans la plupart des cas, ces structures nécessitent d'être réparées afin d'éviter une rupture brutale 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 où elle présente 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, La réparation par collage est plus intéressante 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. Les patchs utilisés pour la réparation 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.

Par contre, l'utilisation d'adhésifs présente 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. 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, la méthode des éléments finis tridimensionnels a été fortement développée au cours de ces dernières années grâce à l'amélioration des performances des moyens informatiques et des codes de calcul, à titre

d'exemple et non exhaustif le code de calcul ABAQUS. Cette méthode permet de modéliser des géométries complexes et de prendre 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 modification de la nature, la forme, la séquence d'empilement du patch composite sans toutefois oublier l'adhésif qui est le maillon faible de la structure.

Dans ce contexte, l'objectif principal du présent travail de thèse est d'analyser le comportement mécanique d'une structure endommagée et réparée par patch composite. L'endommagement sera analysé dans les différents substrats de la structure réparée (plaque, et adhésif) en tenant compte que seul le composite qui reste à l'état intact puisque le transfert de charge est minimal par rapport a sa résistance maximale. Plusieurs paramètres ont été pris en considération tels que le chargement, la forme géométrique, la nature et les dimensions du patch.

Pour ce faire, le manuscrit est subdivisé en quatre chapitres, Le premier chapitre traite une revue de littérature qui concerne la technique de réparation par patch, un état de l'art sur les différentes recherches effectuées dans le domaine de la réparation a été présenté. Le deuxième chapitre est réservé à l'analyse par la méthode des éléments finis du comportement en rupture d'une plaque en Aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par un patch composite, l'effet des paramètres géométriques et mécaniques liés au patch et à l'adhésive (la position, la forme et la taille du défaut de collage) sur la qualité de la réparation a été bien discuté à travers la détermination des différentes contraintes dans le patch et l'adhésive. Dans le troisième chapitre, l'étude de l'endommagement de la plaque à travers l'analyse de la répartition des contraintes à été faite pour deux formes différentes du patch composite (carré et circulaire) tout en introduisant des modifications géométriques au niveau des bords du patch. Le dernier chapitre est consacré à l'étude du comportement mécanique de plusieurs plaques de différentes formes d'entaille, la technique XFEM (Méthode d'éléments Finis Etendus) a été utilisé pour décrire la propagation des fissures dans la plaque tandis que les deux techniques CZM (Modèle de Zone Cohésive) et VCCT (Méthode virtuel de la fermeture de fissure) ont été utilisées pour décrire le décollement de l'adhésif.

Finalement, et après la discussion et l'argumentation des résultats obtenus, une conclusion générale a été rédigée.

Chapitre I :

Revue de la littérature sur la technique de réparation par patch

I.1 Introduction

Les structures aéronautiques sont conçues essentiellement d'alliages d'Aluminium et qui sont principalement dimensionnés pour répondre aux différentes sollicitations mécaniques et/ou thermiques. Or, La majorité de ces structures présentent des discontinuités géométriques, des défauts issus d'usinage ou de découpe et les dommages durant le service. Ces défauts et sous des sollicitations mécaniques peuvent engendrer des zones de concentration de contraintes qui dans la plupart des cas causent l'apparition de fissures entrainant ainsi la rupture de la structure. Le but des ingénieurs de maintenance est de remplacer ces structures si le dommage est critique ou le renforcer afin d'augmenter sa durée de vie. Il existe plusieurs méthodes de réparations de ces défauts géométriques, soit par soudage, rivetage, trou d'expansion ou par collage de patch etc...

Le procédé de réparation par patch est une technique très récente qui consiste à coller des patchs en composite ou métalliques sur la zone endommagée dont l'objectif étant de retarder l'apparition de fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures réparées. Les propriétés mécaniques de ces patchs composites ont été publiées dans de nombreux travaux où leurs influences sur le retard de la propagation de la fissure ont été soigneusement étudiées.

En effet, avec le développement des matériaux composites, le procédé de réparation s'est étalé pour être appliqué dans plusieurs domaines industriels et ils sont de plus en plus utilisés pour réparer des structures aéronautiques vieillissantes grâce à leurs propriétés mécaniques spécifiques élevées. Leurs applications ont notamment connu un essor à la fin des années 70 [1]. Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais de nombreux domaines comme : l'aéronautique, le spatial, l'automobile, le ferroviaire, la construction civile, l'électronique, le médical, le sport et loisirs, etc…

La grande diversité des types de renforts, de résines et de procédés de transformations associées montre que les matériaux composites, qu'ils soient structuraux ou fonctionnels, sont en pleine expansion. Leur succès est dû aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux traditionnels : la légèreté, la bonne tenue à la fatigue, la bonne résistance à la corrosion, la possibilité d'obtenir des formes complexes et d'intégrer des fonctions. Cependant, ces matériaux comportent des particularités qui limitent leurs utilisations.

La démarche de réparation des structures correspond au développement de solutions pour l'aviation militaire vers la fin des années 70 et le début des années 80.

Il existe deux manières d'aborder la recherche sur les moyens de réparation. D'une part, il y a l'approche industrielle qui se concentre sur la réalisation de solutions opérationnelles. Cette démarche correspond historiquement au développement de solutions pour l'aviation militaire. La fin des années70 et le début des années 80 représentent le mieux ce déploiement d'efforts pour la réparation avec l'établissement des principales techniques de réparation. D'autre part, une démarche plus "scientifique" a vu le jour plus tardivement avec la volonté de comprendre les phénomènes physiques afin d'anticiper les endommagements et de proposer des structures et des réparations optimisées.

L'organisation australienne (DSTO) de la Science et Technologie a mené des recherches sur ces réparations depuis le début des années 70. Ils soulèvent un certain nombre de problèmes que posent ce type de réparations, comme la taille, la forme des patchs, l'épaisseur de la colle, la qualité de l'adhésif, la préparation des surfaces, etc… Jones et al en 1979 [2] puis Baker et Al [3],[4] ont présentés les premiers travaux connus dans les réparations des composites et qui ont proposés une réparation grâce au collage d'un patch composite au niveau des zones endommagées dans les structures métalliques.

Les premiers domaines d'utilisation des composites comme moyen de réparation ont surtout été développés pour des applications militaires. De nombreux travaux de recherche ont également été effectués par la NASA qui propose d'ailleurs en 1982 un des premiers rapports sur la réparation des structures à base de carbone/polyamide [5] et publie en 1984 un large volume sur la réparation des composites [6].

L'efficacité des patchs, les méthodes de contrôle non destructif du dommage (CND), les processus de réparation sur des structures métalliques, sandwichs et plaques raidies ont été abordés en détails dans les différents domaines d'utilisation de cette technique. Cependant, cette technique ne permet pas de garantir la complète réparation notamment vis-à-vis du test de compression, cas considéré comme un des plus critiques pour les matériaux composites. Le groupe AGARD (Advisory Group for Aerospace Research et Développement) organise des conférences scientifiques spécialisées en matériaux composites entre 1980 et 2000 qui traitent en partie du problème des réparations composites. Le contexte historique aéronautique avec une large proportion de structures métalliques explique la grande part d'études dédiées à la

réparation par "patch composite" sur structures métalliques. Cependant, les problématiques actuelles et l'augmentation de la quantité de matériaux composites dans les structures aéronautiques, orientent les recherches vers la réparation de structures composites. La réparation par patch est la méthode la plus employée. En revanche, malgré les efforts de nombreuses équipes de recherche, ce type de réparation n'est pas certifié sur les structures primaires aéronautiques. La principale cause de cet échec, repose sur la difficulté de garantir la durée de vie de la qualité du collage. L'utilisation de cette technique est ainsi très développée, mais la confiance dans ce type de réparation n'est pas absolue.
Ces informations ont pu être confirmées par Airbus et par d'autres industries. Le SRM (Structural Repair Manual), document de référence pour la maintenance aéronautique, décrit de manière rigoureuse toutes les procédures de réparation dont les réparations de pièces composites par des patchs composites.

Ce chapitre a pour but de présenter quelques-uns des travaux menés dans le domaine de la réparation des structures endommagées avec des matériaux composites ou métalliques.

I.2 Endommagement des structures

Toutes les structures mécaniques sont souvent soumises à des impacts accidentels où les dommages infligés peuvent se propager jusqu'à ce que la pièce présente une durée de vie limitée. Dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures stratifiées complexes interdit le remplacement systématique des éléments endommagés. La réparation peut alors être vue comme une bonne alternative économique et mécanique.

les principaux problèmes affectant la durée de vie des ponts sont liés à divers facteurs tels que les détails sensibles à la fatigue, les charges de service accrues, la détérioration par la corrosion et le manque d'un bon entretien [7]. Parmi les types de dommages typiques comme le montre la Figure I. 1, détérioration par corrosion et dommages par fatigue des structures qui sont influencés par l'environnement et les chargements. Dans la pratique conventionnelle, l'inspection, l'entretien ou les travaux de réparation sont programmés conformément au manuel d'entretien et de réhabilitation. Dans l'ensemble du concept, la prédiction de la structure et sa détérioration est essentielle pour planifier les futures actions d'entretien. On peut toutefois citer les différents dommages qu'on peut rencontrer pour les structures comme le montre la Figure I. 1.

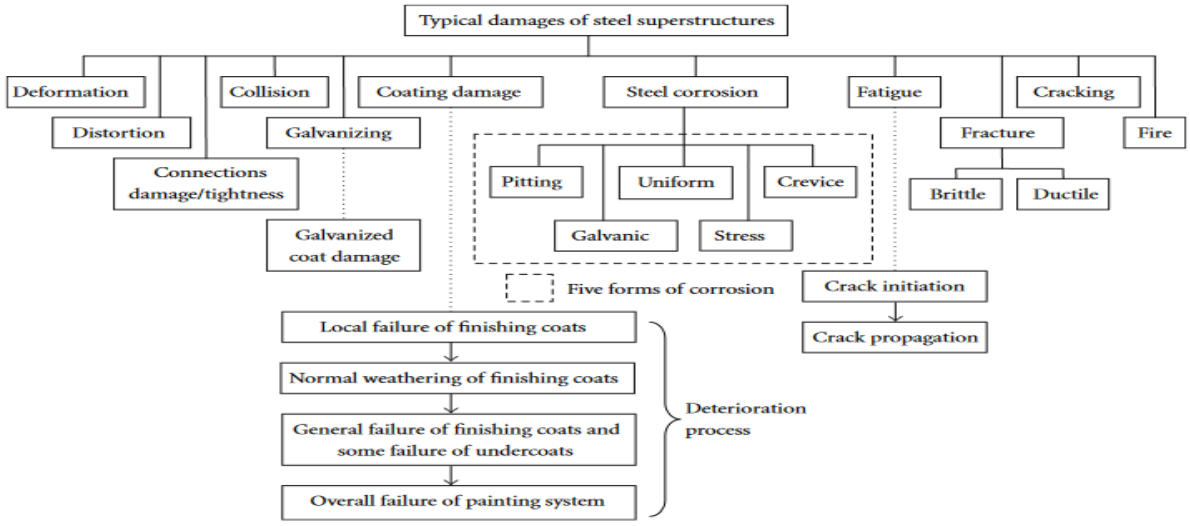
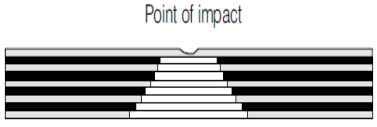
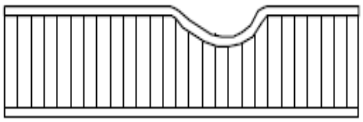
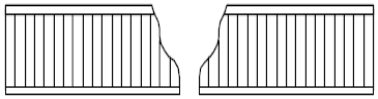


Figure I. 1 : Différents Types de dommages [8].

D'après les industriels, fabricants et utilisateurs de composites, les étapes de fabrication et d'assemblage sont des étapes critiques de la vie des pièces composites. Ce qui est généralement admis, c'est la sensibilité des composites aux délaminages pendant les phases d'usinage ou lors de chocs avec des outils ou d'autres pièces des assemblages.

Si l'on s'intéresse plus largement aux endommagements que l'on retrouve sur pièces composites, on retrouve plusieurs scénarios d'endommagements liés à la complexité de ces matériaux.

La plupart des dommages aux composites renforcés de fibres (Figure I. 2) sont le résultat d'un impact à faible vitesse et parfois à haute vitesse. Dans les métaux, l'énergie est dissipée par des déformations élastiques et plastiques et conserve encore une bonne partie de l'intégrité structurelle. Tandis qu'en fibre renforcée matériel, les dommages sont généralement plus étendus que ceux observés en surface.

		
(a) Décollement suite à impact sur un monolithique stratifié	(b) Perforation dans une structure sandwich	(c) Bosses dans la structure sandwich

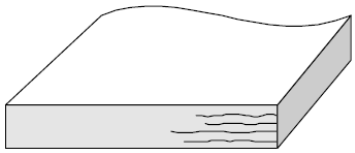
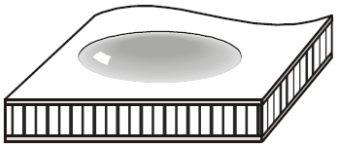
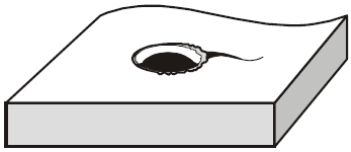
		
(d) Fractionnement du stratifié	(e) Dommages causés par la chaleur	(f) Dommages aux trous de boulon

Figure I. 2 : Différents types de dommages dans les matériaux composites.

-Délaminage suite à impact sur un monolithique stratifié : Les dommages sous-jacents peuvent s'étendre beaucoup plus dans structures stratifiées

-Fractionnement de stratifié Les dommages ne s'étendent pas sur toute la longueur de la pièce. Les effets sur les performances mécaniques dépendent de la longueur de la fente par rapport à l'épaisseur du composant

- Dommages causés par la chaleur Une rupture locale avec décollement des plis superficiels. Son effet sur les performances mécaniques dépend de l'épaisseur de la pièce.

-Bosses dans la structure sandwich

-**Dommage par perforation dans une structure sandwich** Les deux peaux peuvent être endommagées

-Dommages aux trous de boulon Les dommages pourraient être l'allongement du trou causant le fendillement stratifié ou endommagement des plis supérieurs

La réparation d'une structure endommagée peut être considérée comme un problème d'assemblage. Les méthodes classiques d'assemblage de structures mécaniques se répartissent en deux catégories : mécaniques (vis, rivets...) et physico-chimiques. (Soudure, collage, etc.). Ces différentes techniques mêmes si elles présentent des avantages, elles engendrent des inconvénients ;

- Le patch composite est une méthode efficace pour réparer les pièces métalliques et composites tout en gardant le poids des structures réparées presque constant,
- Il prolonge la durée de vie de la structure réparée,
- Il est utilisable dans des environnements sévères,

- Il peut être complété plus rapidement avec un faible poids ajouté et ne provoque pas de concentration de contraintes,
- Il peut réduire la concentration des contraintes et réparer les fissures au niveau des entailles,
- La réparation par patch peut empêcher ou retarder le redémarrage de la fissure ou la propagation de celle-ci,

L'inconvénient majeur de cette technique est que le composite et l'adhésif sont souvent exposés à la température, l'humidité et les UVs ce qui provoque une dégradation de leurs propriétés mécaniques durant leur durée de service.

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 I. 3 présente les différentes étapes clés de la réparation.

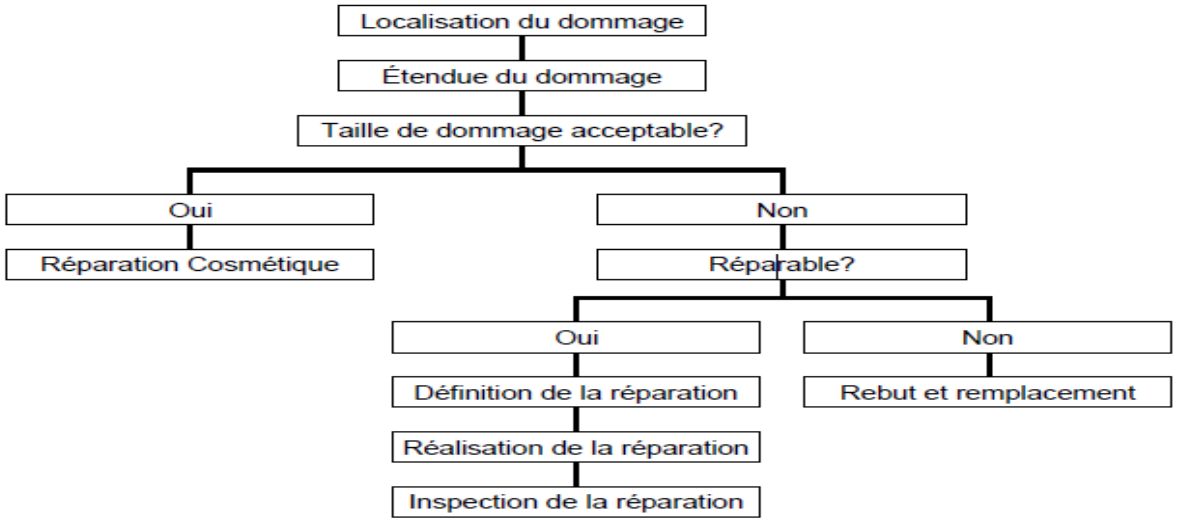


Figure I. 3 : Différentes étapes de la réparation [9].

I.3 Techniques de réparation

I.3.1 Réparation hybride par boulonnage/rivetage et collage

Aujourd'hui, la plupart des assemblages mécaniques pour les structures aéronautiques sont constitués de boulons ou de rivets et comporte un mastic à l'interface (Figure I. 4) pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de corrosion [10]. Par ailleurs, les concepteurs cherchent à donner au mastic une fonctionnalité structurale 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 de 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.

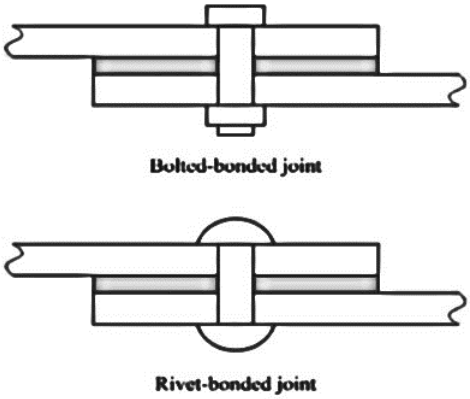


Figure I. 4 : Réparations par boulonnage et rivetage couplés avec un joint de colle.

En effet, afin de riveter ou boulonner, il est nécessaire de faire des trous dans la plaque de réparation, mais également dans les structures endommagées (Figure I.5). Cependant, les matériaux composites étant très fragiles, cette opération introduit des endommagements et/ou de fortes concentrations de contraintes. Zitoune et al[11]ont montré que ces dommages peuvent survenir à la fois en entrée, sortie et pourtour de trou, créant à la fois du délaminage, des ruptures de fibres et de la dégradation de matrice.

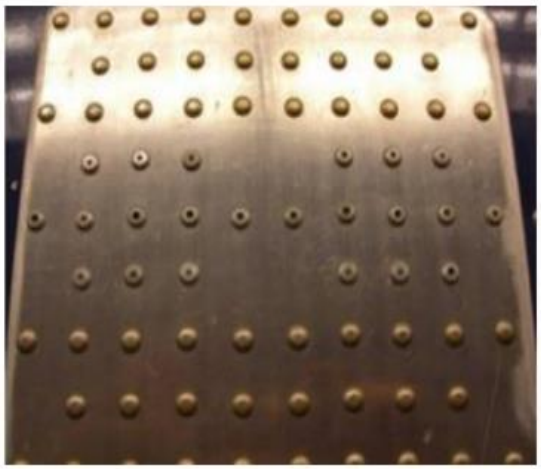




Figure I.5: Exemple de réparations rivetée [11].

Ce type de réparation consiste à placer une plaque (métallique ou composite) sur une zone endommagée et de riveter ou boulonner cette plaque à la structure (Figure I. 6). Il est certain que l'adaptabilité aux matériaux utilisés en fait une technique avantageuse, mais il est absolument nécessaire de prendre en compte certains inconvénients majeurs si on utilise cette réparation sur des matériaux composites. [12]

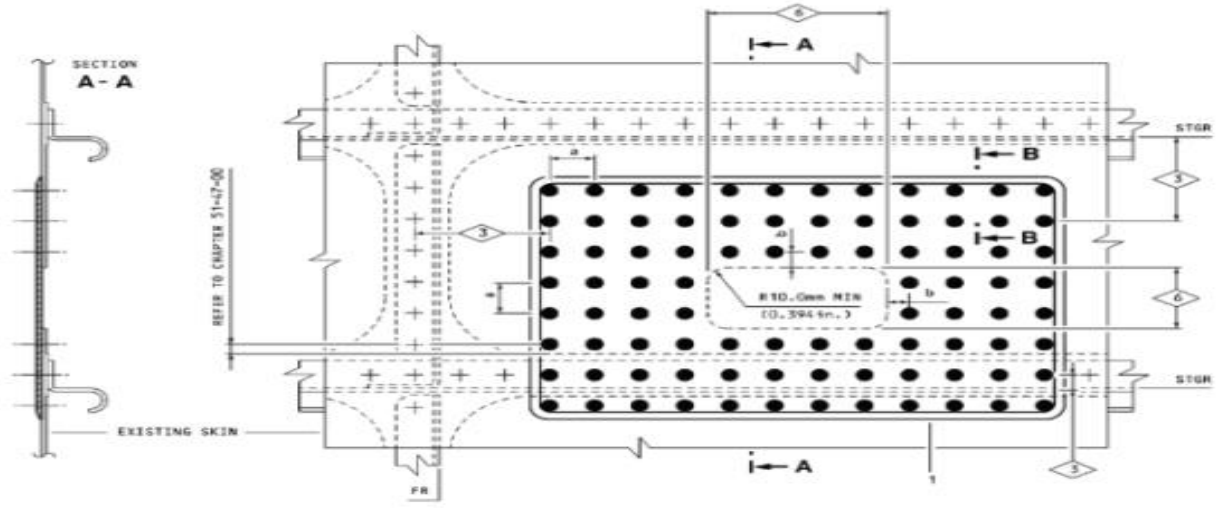


Figure I. 6 : Exemple d'une réparation rivetée dans le SRM [Airbus, 2006][12].

Plusieurs travaux portent sur ce genre de réparations comme celui Xianlian Zhanga et al [13] 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 AL1420 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 (Figure I. 7).

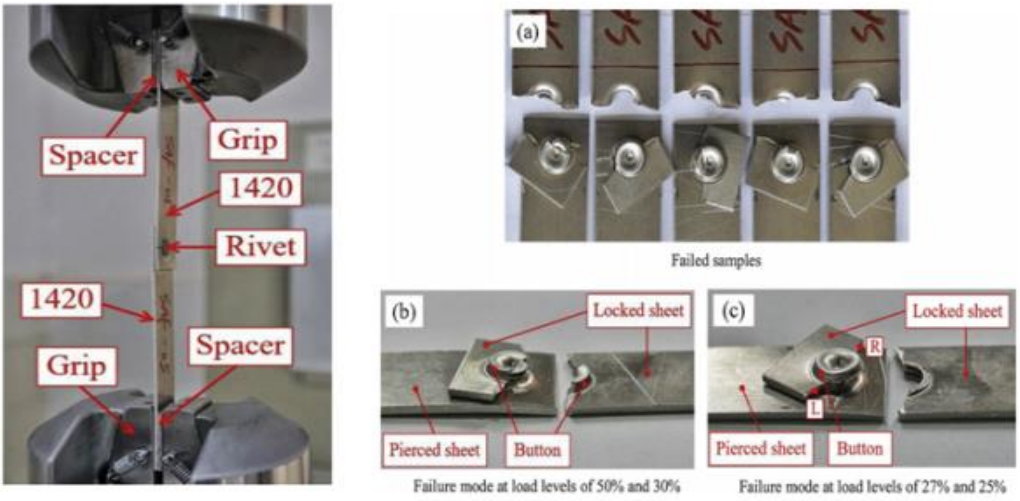


Figure I. 7 : Modes de défaillance par fatigue des joints AL1420 [13] .

- **Avantages du rivetage**

Le rivetage est une technique d'assemblage rapide et précise, du moins quand elle est bien maîtrisée. Le rivetage permet un contrôle aisé et maîtrisé des structures assemblées de mêmes ou de différentes natures. Il autorise un transfert de charge élevé, pour des substrats épais et permet d'obtenir un assemblage de bonne conductivité électrique.

- **Les inconvénients du rivetage**

Le rivetage altère les substrats, du fait du perçage. Il y a concentration de contraintes au niveau du trou qui augmente les risques de fissures. Le repérage de ces fissures n'est possible qu'une fois que leur taille a dépassé la tête de vis.
Le rivetage ne permet pas d'obtenir des joints étanches. D'où la nécessité d'ajouter du mastic par exemple. La mise en œuvre du rivetage sur avion coûte cher du fait de la haute qualité d'ajustement et des traitements de surface à obtenir (contrer les couples galvaniques).

I.3.2 Réparation par collage de patch

L'évolution des matériaux composites dans ces nouvelles technologies autour de ces décennies touchent désormais de plus en plus de domaines : aéronautique, aérospatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sports et loisirs, médicale, etc.

Les différents types de renforts, de résines et de processus de transformation associés indiquent que les matériaux composites, à la fois structurels et fonctionnels, se développent à tous les

niveaux. Leur fonctionnement et succès est attribué aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux conventionnels : légèreté, bonne résistance à la traction, bonne résistance à la corrosion, possibilité d'obtenir des formes complexes et des fonctions intégrées.

Cependant, ces matériaux ont des caractéristiques spécifiques qui limitent leur utilité. Par exemple, dans le domaine aérospatial, les matériaux composites ont quelques inconvénients qui pourraient expliquer une certaine réticence à ces matériaux, une sensibilité importante par rapport au procédé de perçage, l'impact, le vieillissement, le choc, une mauvaise résistance à la foudre. Afin de faciliter leur utilisation, il est donc nécessaire de mieux identifier leur comportement et améliorer les calculs associés tout en réduisant le coût de fabrication des pièces composites.

Les composites dits « hautes performances » utilisent des fibres très résistantes et très rigides, comme le bore et le carbone. En conséquence, les types de carbone/époxy sont actuellement aussi utilisés dans diverses pièces. En aéronautique, les carbones/époxydes sont désormais utilisés dans les structures primaires telles que : Caisson d'aile, empennage, fuselage, ailerons, volets, gouvernail.

L'utilisation de ce matériau (carbone/époxyde) a encore progressé sur les dernières générations de la famille d'avions Airbus et Boeing (Figure I. 8) [14]:

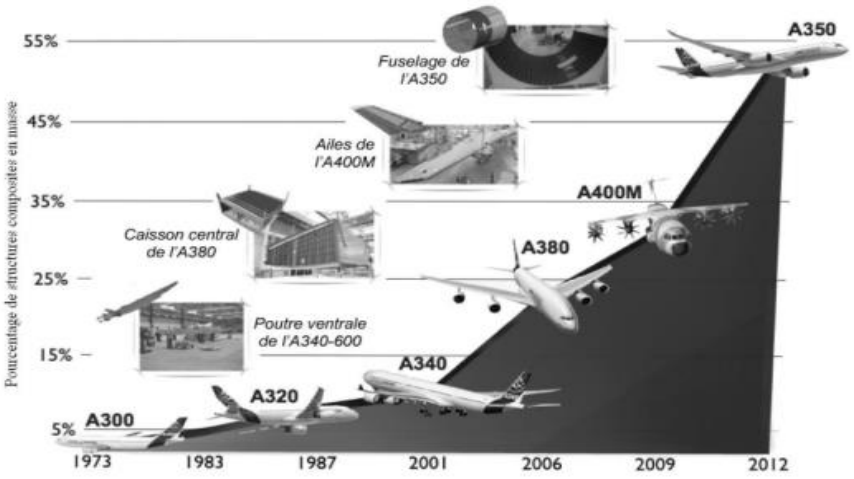


Figure I. 8 : Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus [15].

I.3.2.1 Type de réparation par collage

Il existe différents types de joints collés pour réparation de composite [16], comme illustré à la Figure I. 9. Les types de réparations les plus courants effectués avec du composite et utilisés dans l'industrie aérospatiale sont la réparation par patch collé externe et interne. Les deux techniques de réparation diffèrent l'une de l'autre en termes de fabrication et d'application. Les joints de réparation interne nécessitent un équipement spécial pour éliminer la quantité considérable de matériau d'origine, il est donc préférable de l'utiliser pour les composites stratifiés épais.

D'autre part, la réparation de patch externe est relativement simple et plus rapide, il est donc largement utilisé dans les aéronefs pour maintenir un avion en bon état de fonctionnement. De considérables études expérimentales et numériques ont été menées pour optimiser les paramètres géométriques de réparation par patch externe et joint de réparation interne pour une meilleure performance de la réparation composite [17][18][19][20][21][22][23][24]. Cependant, la conception d'une écharpe optimale et d'une réparation par patch d'une structure composite est complexe en raison d'une condition environnementale imprévisible pendant le service.

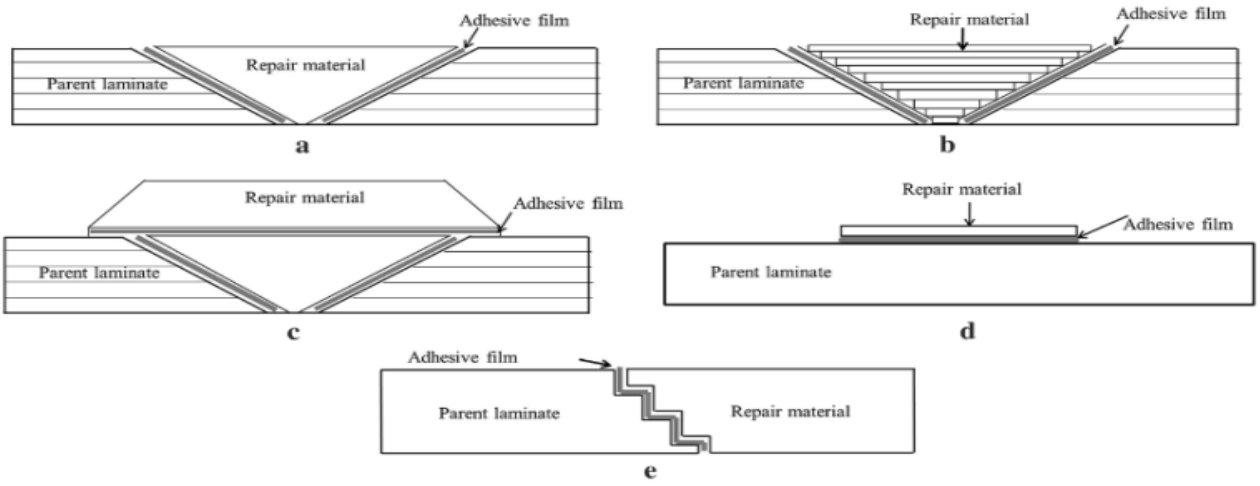


Figure I. 9 : Type de joints collés de réparation composite, (a) réparation d'écharpe, (b) réparation d'écharpe étagée, (c) doubleur d'écharpe collé réparation, (d) réparation de patch, (e) réparation de recouvrement étagé [16]

A. Réparation interne

La réparation par patch interne collée est la méthode préférée pour réparer les structures composites, principalement limitée par la quantité d'enlèvement de matière associée à l'écharpe. En plus de la restauration à haute résistance, les réparations d'écharpe permettent également la

récupération de la surface externe d'origine, comme l'exigent des considérations aérodynamiques et/ou de lignes de moulage externes.

Cependant, les réparations d'écharpe entraînent presque inévitablement l'enlèvement de matériau non endommagé pour faire place à l'insert d'écharpe. Cela peut être un problème particulièrement important pour les structures épaisses, car la longueur d'écharpe peut varier entre 20 et 100 fois les épaisseurs de la structure mère [25].

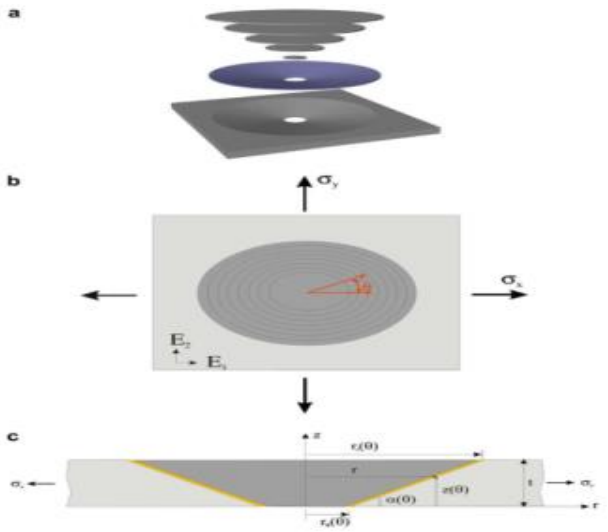


Figure I. 10 : Réparation d'écharpe (a) vue éclatée montrant les plis de découpe, d'adhésif et de réparation, (b) un modèle structurel montrant les géométries et les coordonnées, et (c) un joint représentatif.

les éléments clés de la réparation interne biseauté collée structurelle[26] est comme le montre la Figure I. 10. Les aspects scientifiques sont généralement divisés en six catégories : (a) évaluation des dommages, (b) enlèvement de matière, (c) préparation de surface, (d) fabrication de patch, (e) conception, et (g) surveillance et automatisation.

B. Réparation externe

Madenci et al [27] décrit un « super » élément comme alternative aux éléments solides conventionnels lors de l'analyse des configurations de joints en biseau et de réparation de biseau dans les panneaux composites. Le super élément, qui se compose d'un élément de plaque d'ordre supérieur pour les adhérents et d'un élément solide linéaire pour l'adhésif, élimine la discrétisation dans l'épaisseur tout en fournissant des champs de contrainte et de déformation tridimensionnels complets sans contraintes sur la nature de la stratification et le type de chargement. La nature d'ordre supérieur de la théorie des plaques la rend adaptée à l'analyse de stratifiés épais et de panneaux sandwichs composés de nombreux plis. Cette approche peut

prendre en charge la conception, l'analyse et les tests de vérification des panneaux composites avec des dommages non réparés et une gamme paramétrique de configurations de réparation d'écharpe avec des correctifs externes.

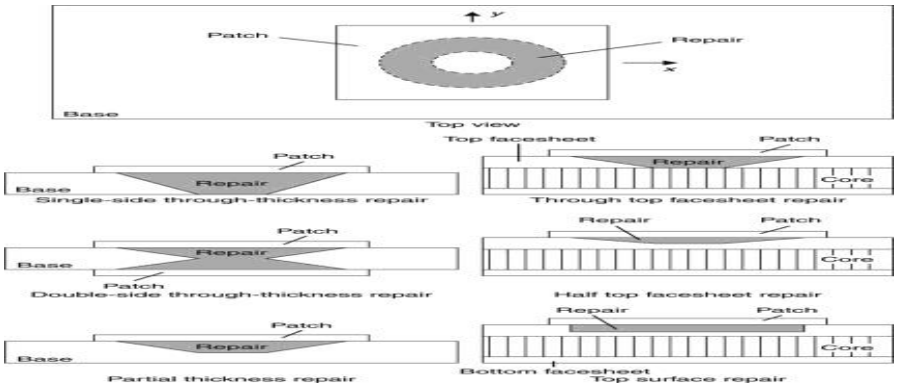


Figure I. 11 : Configurations de réparation avec un patch de recouvrement en composites solides et sandwich.

Les configurations de joint en biseau et de réparation unilatérale avec un recouvrement externe patch sont illustrées à Figure I. 12 respectivement. Le matériel hôte qui est à réparer ou à assembler à un autre matériau est appelé le matériau « de base ».Le matériau qui doit être collé au matériau de base dans le cadre d'une réparation d'écharpe ou d'un joint est appelé le matériau de « réparation ».Le matériau qui doit être collé à la fois à la base et les matériaux de réparation en tant que matériau de recouvrement sont appelés le « patch ».Le patch est particulièrement utile pour renforcer l'efficacité du joint en biseau ou de la réparation en réduisant la concentration de contrainte.

Afin de gagner en efficacité dans le modelage, un concept de super élément combinant tous les supports (base, réparation et plaques de brassage externes) et des adhésifs dans l'épaisseur a été développé. L'analyse prend en compte à la fois la non-linéarité géométrique et matérielle, le chargement, les propriétés des matériaux et la géométrie des panneaux peuvent être arbitraires. Bien qu'efficace sur le plan informatique, les champs de contrainte et de déformation peuvent être prédits avec précision. Selon le type et l'ampleur de la charge, il peut y avoir une différence entre les solutions linéaires et non linéaires. La comparaison avec ANSYS montre que les contraintes et les déformations dans les deux adhésifs et les adhésifs dans une configuration de joint en biseau ou de réparation peuvent être précisément prédits en utilisant le super élément. Les résultats montrent également que le patch externe a un effet significatif sur la modification des variations de contrainte et de déformation par couche dans d'autres parties d'une configuration de joint de biseau et de réparation de biseau. Comme prévu, il réduit les

déformations normales le long des couches qui sont recouvertes par le patch externe. Ça aussi tend à réduire les contraintes dans la partie d'une liaison en foulard proche du patch externe.

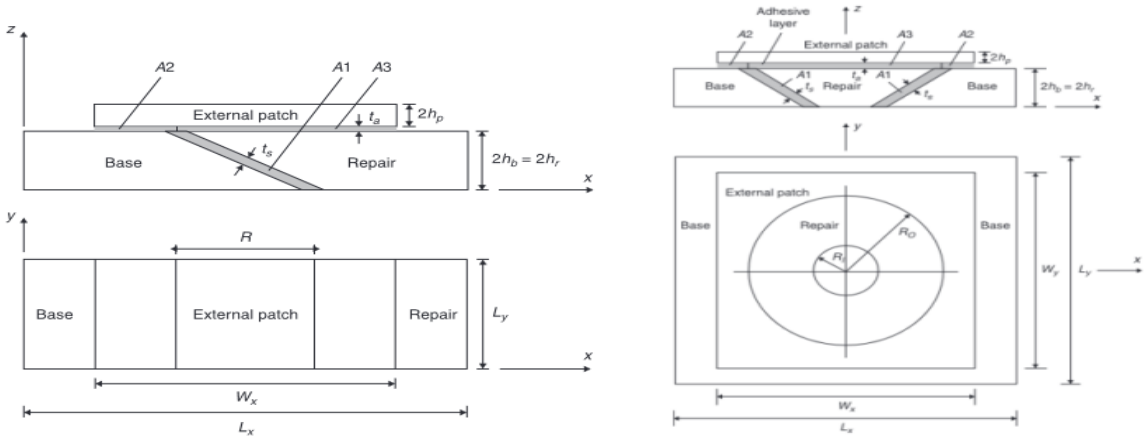


Figure I. 12 : a)-Joint d'écharpe de panneaux composites avec un patch de recouvrement externe, b) - Réparation d'écharpe unilatérale avec un patch de superposition externe.

I.4 Optimisation des Patchs

Les structures peuvent subir des dommages locaux et des fissures microscopiques à cause des défauts métallurgiques ou de conditions d'exploitation extrêmes. L'accumulation de défauts a un effet néfaste sur la durée de vie de ces structures. Afin d'arrêter l'évolution de ces défauts, plusieurs techniques de réparation ont été proposées. Pour éviter les inconvénients des méthodes de réparation traditionnelles, les chercheurs trouvent une nouvelle solution qui aidera à surmonter les difficultés existantes.

le patch de matériau composite est une méthode très prometteuse pour réparer et / ou renforcer les structures métalliques [28][29]. Les patchs composites empêchent la croissance des fissures et prolongent donc la durée de vie de la structure réparée. Il est utilisable dans des environnements sévères. Ainsi, ils peuvent être complétés plus rapidement avec un faible poids ajouté et ne provoquent pas de concentration de contraintes.

Ces caractéristiques réduisent considérablement le coût et le temps des réparations et des renforts. Plusieurs recherches ont été effectuées et continuent jusqu'à présent à améliorer les paramètres affectant l'efficacité de la réparation par patch composite. Cette partie présente des recherches analysant l'effet des différents paramètres géométriques et mécaniques du composite et de l'adhésif sur la qualité de réparation par patch en composite.

Le patch composite est une méthode efficace pour réparer les pièces métalliques et composites tout en gardant le poids de structures réparées presque constantes. L'étude de W. Zhou et al[30] se concentre sur les améliorations des performances de réparation Figure I. 13 et la applications des technologies d'essais non destructifs sur la réparation de pièces composites à partir de quatre aspects tels que l'optimisation conception de patch Figure I. 14, effets de l'adhésif sur l'efficacité de la réparation, améliorations des méthodes de réparation et non destructif test sur l'évaluation de la réparation.

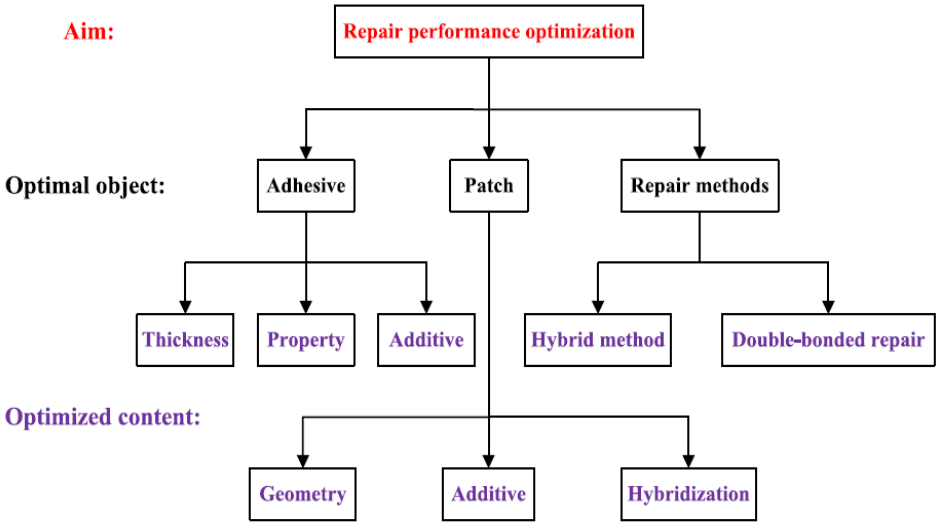


Figure I. 13 : Organigramme d'améliorations sur les patchs, les adhésifs et les méthodes de réparation.

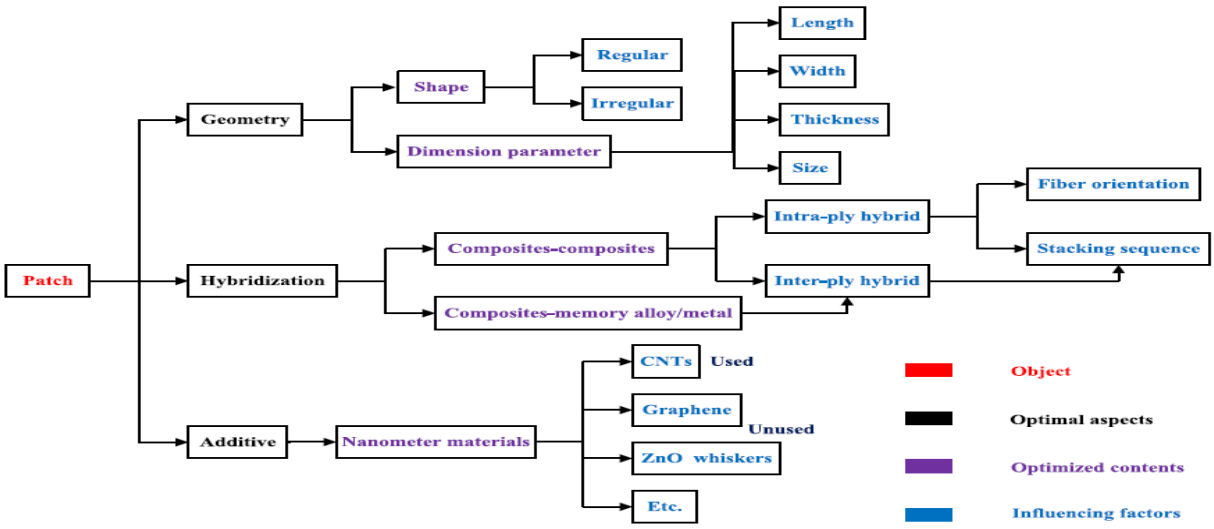


Figure I. 14 : Trois aspects optimisés des performances de réparation, (a) Géométrie, (b) Additif, (c) Hybridation.

I.4.1 Renforcement des différentes formes de discontinuités

Madani et al [31]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.

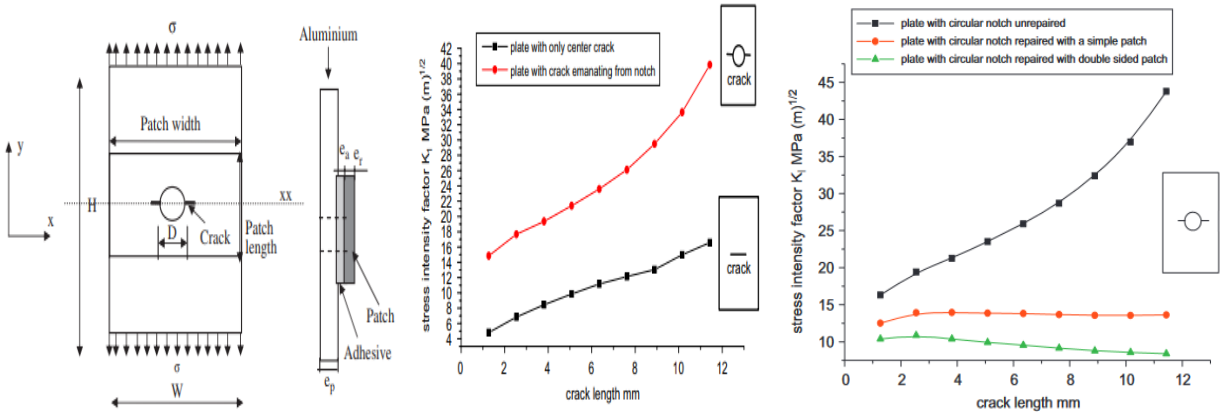


Figure I. 15 : Modèle géométrique et résultats (Madani et al) [31]

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. 15).

A. Réparation des Entailles

K. Madani et al [32], ont étudiés numériquement et expérimentalement le comportement mécanique de plusieurs plaques avec des entailles de formes diverses par des essais de traction (Figure I. 16). 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 patchs collés sur un ou deux côtés. Les résultats de l'essai de traction (Figure I. 17) montrent que les renforcements par patchs 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.

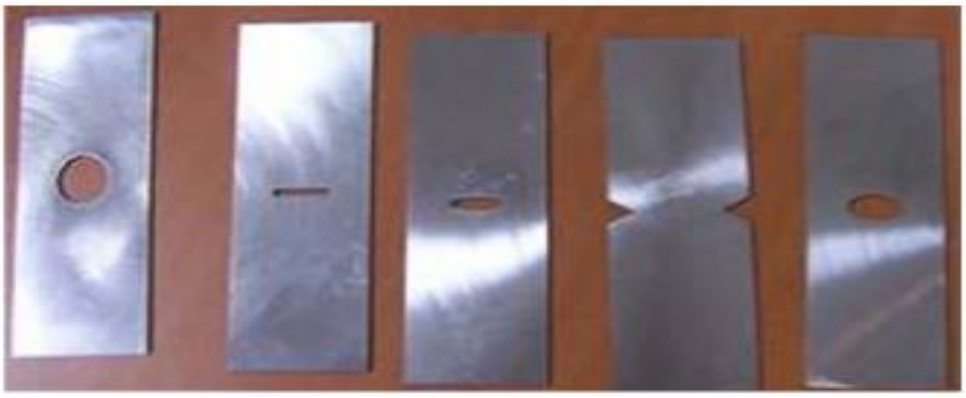


Figure I. 16 : Configuration des éprouvettes.[32]

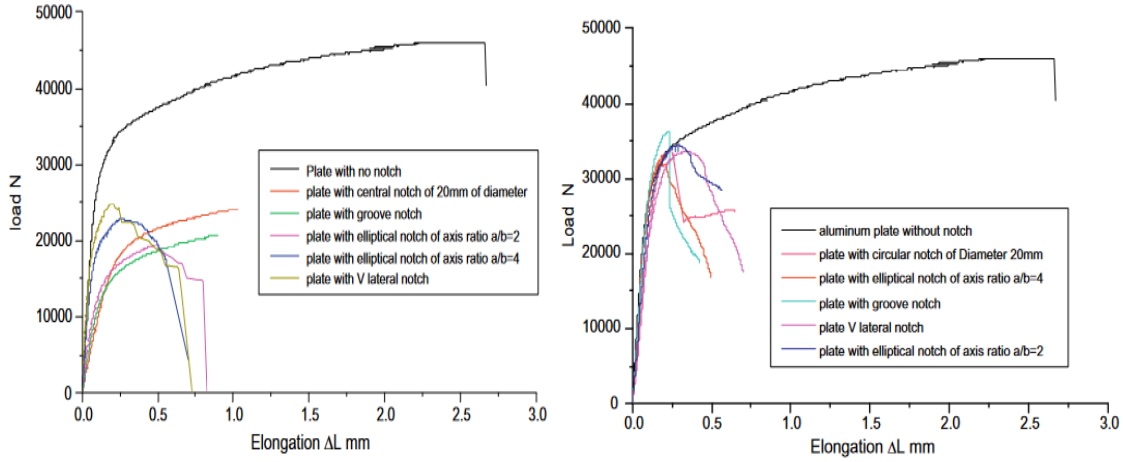
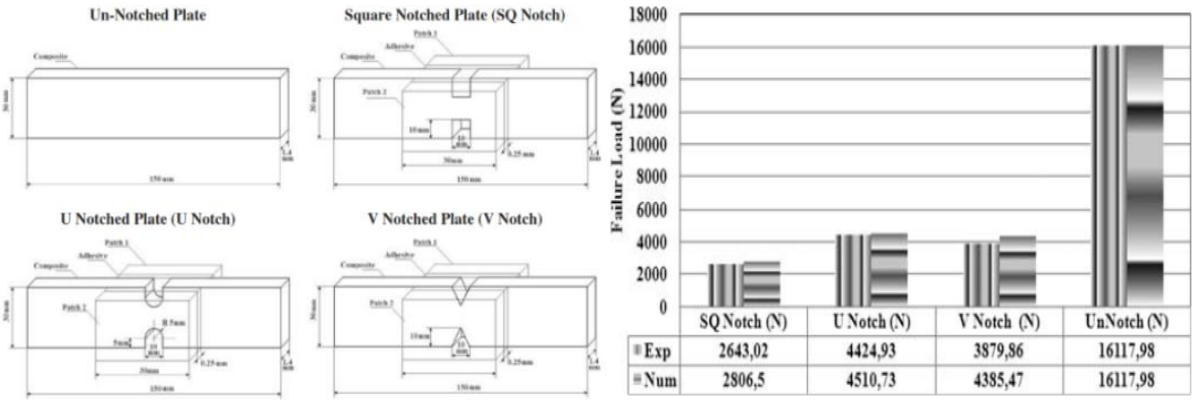


Figure I. 17 : Essais de traction d'éprouvettes avec différentes encoches sans et avec réparation.

L'étude de K.Turan et G.Orçen[33], qui concerne le comportement en rupture du composite en présence d'entailles sur le bord réparées à l'aide de collage d'un patch par un adhésif ont été étudiées expérimentalement et numériquement. Les effets de la géométrie de l'entaille ont été étudiés en utilisant U, V et entaille de forme carrée (Figure I. 18) d'autre part, l'effet de la séquence d'empilement de fibres dans le patch a été mis en évidence. Des simulations ont été réalisées pour analyser la progression tridimensionnelle des défaillances à l'aide d'ANSYS. Les charges de rupture des plaques réparées ont augmenté de 170 à 304 % pour les réparations simple et 240 à 476 % pour les réparations doubles par rapport aux plaques entaillées.



(a) (b)

Figure I. 18 : (a) Propriétés géométriques des plaques composites non entaillées et entaillées ; (b) Effet de type d'entaille sur la charge de rupture.

B. Réparation des Fissures

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. 19) par R.Khalili et al [34]. Ils ont trouvé que les patchs en carbone sont plus efficaces pour renforcer les fissures. Lorsque le rapport entre la longueur de la fissure et la largeur de l'éprouvette est constant, les patchs en fibre de carbone présentent de meilleures caractéristiques que les patchs en fibre de verre. Mais en changeant le nombre de couches de carbone, l'effet est plus prédominant dans le cas d'une fissure de plus grande longueur. Augmenter le nombre de couches de trois à cinq n'a qu'un petit effet sur l'absorption d'énergie. L'effet du rapport de rigidité est important pour absorber l'énergie dans les patchs positifs. Les patchs avec un petit rapport de rigidité ne peuvent pas efficacement renforcer la plaque fissurée en charge d'impact dans le plan.

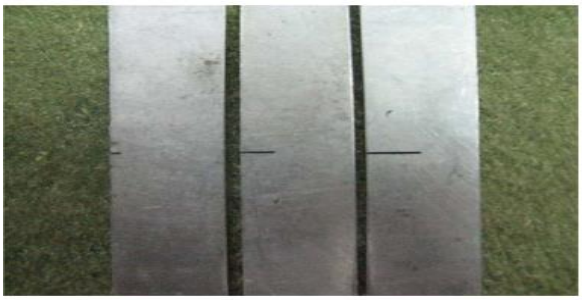


Figure I. 19 : Échantillon avec différentes longueurs de fissures.[34]

Des plaques d'aluminium fissurés sur les bords des plaques réparées avec des patchs composites unilatéraux ont été étudiées expérimentalement par S.S. Pradhanse [30]. Ils concentrent sur la

réponse des éprouvettes d'acier fissurées et réparées par des patchs composites en polymères sur un seul côté et soumises à des essais de traction, de flexion et de dureté Figure I. 20.

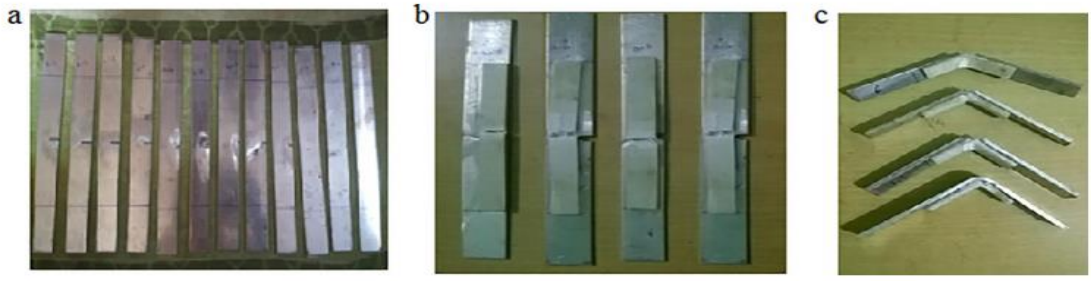


Figure I. 20 : a) Échantillons avec différentes longueurs de fissures pour l'essai de traction ; b) Échantillon composite après l'essai de traction ; c) Échantillon composite après l'essai de flexion en trois points.

Les résultats des tests obtenus montrent que les patchs composites sont très efficaces pour réparer les structures fissurées. Pour augmenter les performances d'une réparation par patch, la sélection de l'épaisseur du patch est nécessaire. L'application du patch dans l'orientation souhaitée est l'un des avantages significatifs du patch composite.

D'autre part, une analyse par éléments finis 3D a été menée par M. Ramji [35] pour obtenir une forme de patch composite optimale appliquée sur un panneau en présence d'une fissure centrale incliné de 45°.

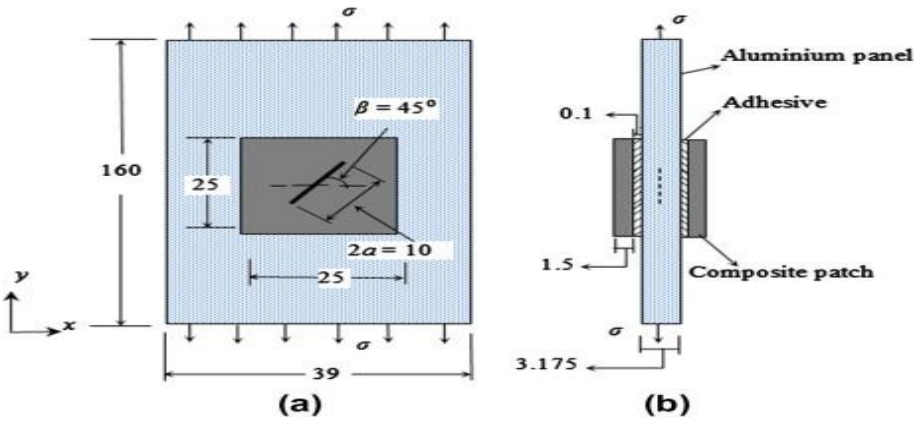


Figure I. 21 : Géométrie du modèle de réparation ayant un patch carré patch symétrique (a) vue de face, et (b) vue de côté (toutes les dimensions sont en mm) [36].

Les auteurs ont montré que quelque soit l'angle d'inclinaison de la fissure, le patch de réparation apporte une réduction considérable de la zone de concentration de contrainte.

L'utilisation de patchs composites collés fait partie des méthodes de renforcement préférées pour réparer les structures fissurées. Ayatollahi et al[37]ont étudiés les effets du rapiéçage composite sur le comportement à la rupture d'une fissure centrale inclinée, sous différentes

combinaisons de conditions de chargement en mode I et mode II. Un modèle d'éléments finis en trois dimensions de l'éprouvette réparée est utilisé pour étudier l'effet du patch composite sur les paramètres de fond de fissure (KI, KII et contrainte T). Les effets de la configuration du stratifié composite et des propriétés adhésives sur les performances du patch composite collé sont également étudié ici. Il a été démontré que des paramètres tels que le mélange de modes, l'épaisseur du patch et les propriétés du film adhésif peuvent influencer les signaux de manière significative les paramètres de fond de fissure et donc la résistance à la rupture des éprouvettes réparées dans des conditions de chargement en mode mixte

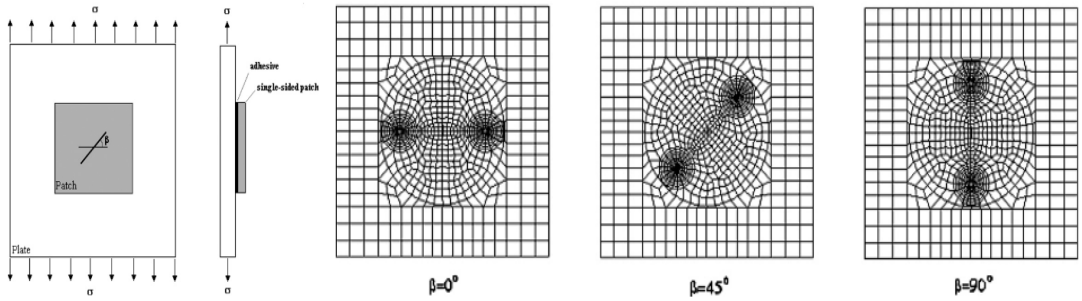


Figure I. 22 : Modèle d'éléments finis typique d'un spécimen réparé, pour diverses conditions de mode mixte.

β	K_I (MPa $\sqrt{m}$)			K_{II} (MPa $\sqrt{m}$)			T (MPa)		
	Ref. [15,26]	FEM	% Dev.	Ref. [15,26]	FEM	% Dev.	Ref. [15,26]	FEM	% Dev.
0°	29.2	27.7	5.1	0.0	0.0	0.0	58.4	55.9	4.3
30°	21.9	20.9	4.6	12.6	12.0	5.1	29.2	28.2	3.5
45°	14.6	14.1	3.5	14.6	13.8	5.5	0.0	0.0	0.0
60°	7.3	7.1	2.9	12.7	12.1	4.4	−29.1	28.1	3.6
90°	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	−58.4	−55.8	4.5

Tableau I. 1 : Validation des SIF et de la contrainte T pour l'échantillon sans réparation.

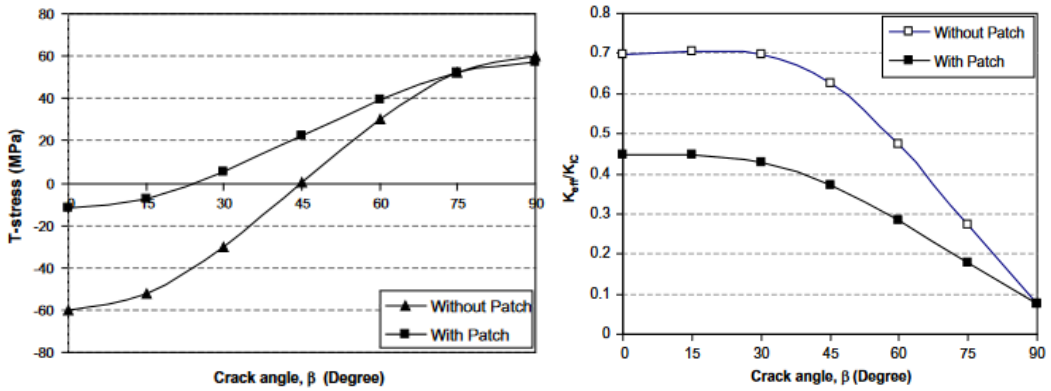


Figure I. 23 : Variation de la contrainte T avec l'angle de fissure b, Variation du facteur d'intensité de contrainte effective normalisée prédite pour une éprouvette de fissure centrale inclinée.

A l'aide d'une analyse tridimensionnelle par éléments finis, une étude a été menée pour caractériser l'effet d'un seul patch composite sur le comportement d'une fissure centrale, dans des conditions de chargement mixtes mode I/II. Ils ont conclu que le collage d'un patch composite réduit l'intensité des facteurs (KI, KII), dans des conditions mixtes mode I/II. En raison du comportement non linéaire en présence d'un patch simple, le facteur de réduction du mode I diminue considérablement lorsque la ligne de fissure tend vers la charge et que l'angle d'amorçage d'une fissure n'est que légèrement affectée par la présence d'un patch composite collé. D'autre part, une augmentation de l'épaisseur du patch peut légèrement décaler l'axe neutre de la plaque et induire plus de contrainte de flexion le long du front de fissure, il augmente considérablement la rigidité mécanique des renforts de structure forcée et par conséquent diminue la contrainte des facteurs d'intensité et la valeur absolue de la contrainte T. Cependant pour éviter le défaut d'adhérence, les propriétés adhésives pour la réparation doivent être optimisées.

Ayatollahi et al[38]ont étudié l'effet du patch composite sur le comportement en rupture d'une plaque métallique en présence d'une fissure à différents endroits (voir Figure I. 24) Les valeurs de KI, KII et T, ont été calculés via un ensemble d'analyses par éléments finis 3D. Les patchs composites sont connectés aux éprouvettes fissurées à travers un film-adhésif. Afin de déterminer le facteur d'intensité de contrainte et contrainte T en fonction de la longueur de la fissure pour le mode I pur, l'analyse a été effectuée pour différentes longueurs de fissure de 0,1 < a/Wp< 0,6 où Wp est la largeur de la plaque. Pour le chargement en mode mixte, l'échantillon avec fissure centrale a été utilisé pour la simulation en changeant l'angle d'inclinaison.

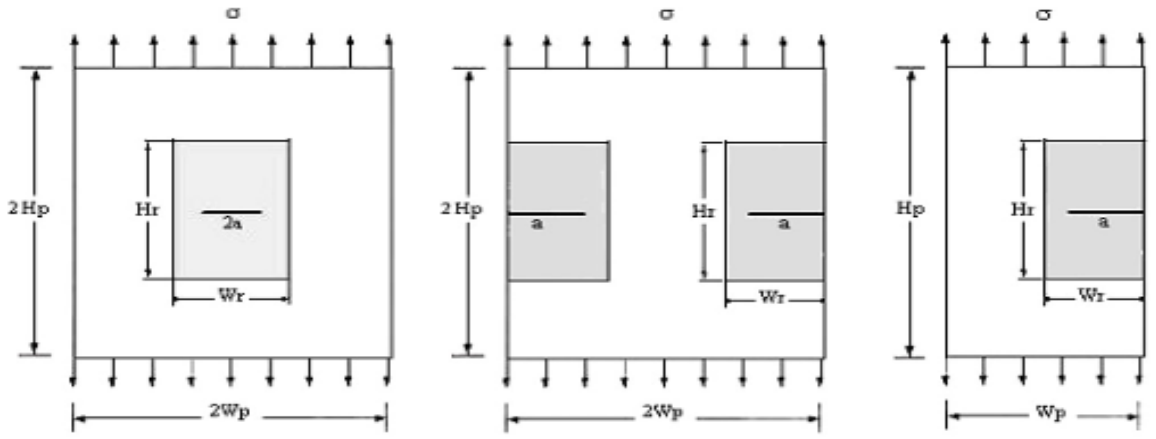


Figure I. 24 : Diverses configurations d'éprouvettes fissurées en mode I pur.

• Pour trois différentes éprouvettes de mode I étudiées ici, le renfort de rapiéçage réduit fortement le K_I. La diminution du facteur d'intensité de contrainte présente un comportement asymptotique à mesure que la longueur de la fissure augmente.

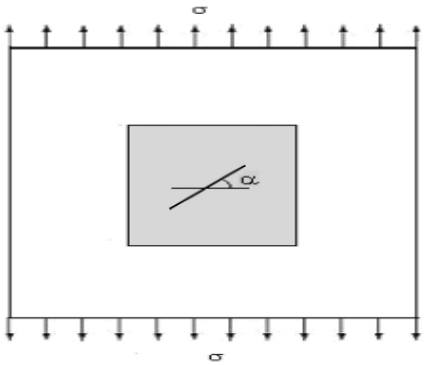


Figure I. 25 : Configurations d'éprouvettes fissurées en mode mixte.

• Dans l'éprouvette de fissure inclinée, la présence de patch composite réduit à la fois K_I et K_{II} mais son effet sur le facteur d'intensité en mode I est plus important.

• Pour le mode pur I et le mode mixte I/II, le renforcement des fissures diminue les valeurs absolues de la contrainte T. Un matériau de patch plus rigide entraîne davantage de réductions de SIFs et T. Cela implique que des effets plus considérables sur les paramètres de fissure ont lieu lorsque Br/E est utilisé pour le patch composite au lieu de Gr/E.

I.4.2 Effet de réparation simple et double

l'avantage de l'utilisation du patch composite symétrique collé pour la réparation des fissures dans une tôle métallique en mode I et mode mixte a été présentée par M. Belhouari[39].

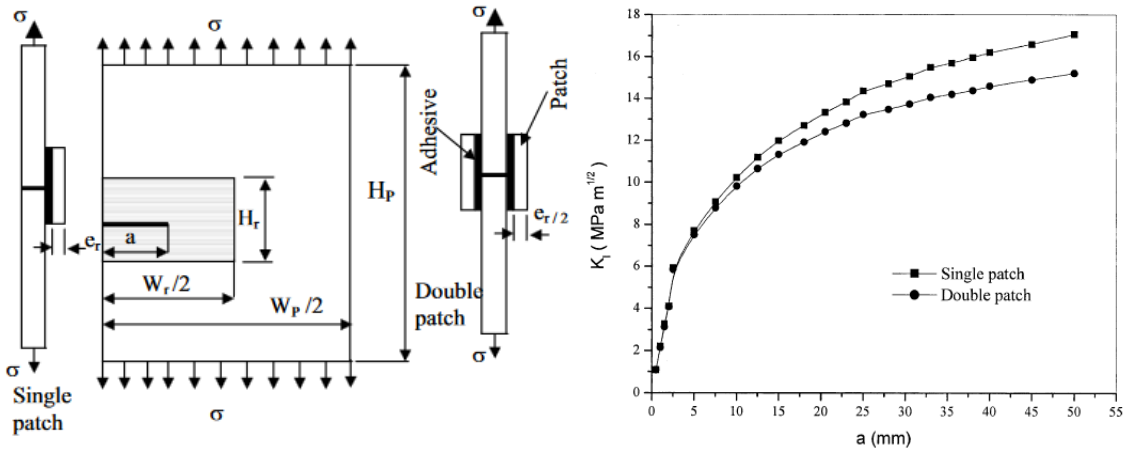


Figure I. 26: Modèle géométrique de la moitié de la structure patchée pour le mode pur I ,Comparaison du facteur d'intensité de contrainte entre les fissures simples et doubles.

Les résultats obtenus dans la Figure I. 26 montrent qu'il y a une réduction considérable de la valeur asymptotique du facteur d'intensité de contraintes en fond de fissure dans le cas de l'utilisation du patch double symétrique par rapport au patch simple. De plus le gain d'épaisseur composite obtenu par le double patch est également considérable en mode I comme en mode mixte.

Alpesh Makwanaa et al [40] 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 est fortement réduit ce qui améliore la durée de vie en fatigue de la structure (Figure I. 27).

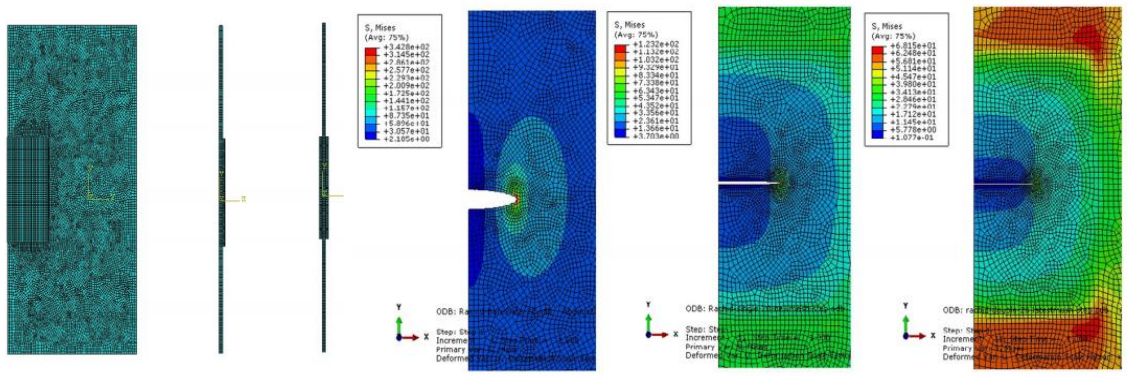


Figure I. 27 : a) Modèle de maille pour plaque avec patch asymétrique et symétrique. b) Résultats.

Les patchs de réparation double face ont été testés efficacement par le laboratoire de recherche aux États-Unis et en Australie [41][42][1].

D'autre part, Madani et al [32] ont pu mettre en évidence l'effet de double patch, ou la Figure I. 28 (a et b) représente le résultat des essais de traction effectués sur des plaques réparées avec double patch avec les résultats de la plaque non réparée. Il a été démontré une augmentation significative des valeurs de la force à la limite élastique et de la force maximale à la rupture avec réparation double comparé à la plaque sans réparation. Les valeurs de la force maximale atteinte dans certains cas est égale à la force maximale force de la plaque sans entaille. Ainsi, le double patch est capable d'apporter des propriétés semblables à celles d'un matériau non entaillé.

La Figure I. 28 (c) représente les valeurs maximales de la force de traction pour les différentes plaques réparées avec double patch. Les plaques présentent une bonne résistance par rapport à

celles réparées par une seule pièce de réparation. De plus, il annule l'effet de flexion causé par l'excentricité dans le cas d'une réparation unilatérale.

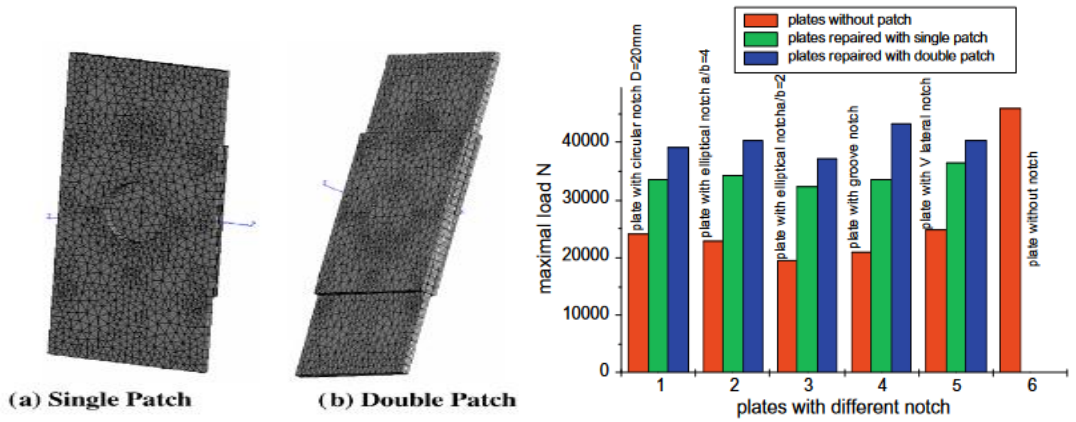


Figure I. 28 : Modélisation éléments finis ou réparations. (a) Patch unique. (b) Patch double (c) Comparaison du comportement mécanique de plaques avec différentes encoches.

Une nouvelle approche est appliquée [43]pour comparer les performances d'une réparation par simple face et double face en utilisant un patch composite de forme circulaire (Figure I. 29)pour la réparation de structures d'avions fissurées.

C'est une approche qui consiste à évaluer le gain de masse éventuellement obtenu par l'utilisation de double patch composite si les deux configurations de patch donnent le même facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure. La méthode des éléments finis tridimensionnels est utilisée pour calculer le facteur d'intensité de contrainte (Figure I. 29).

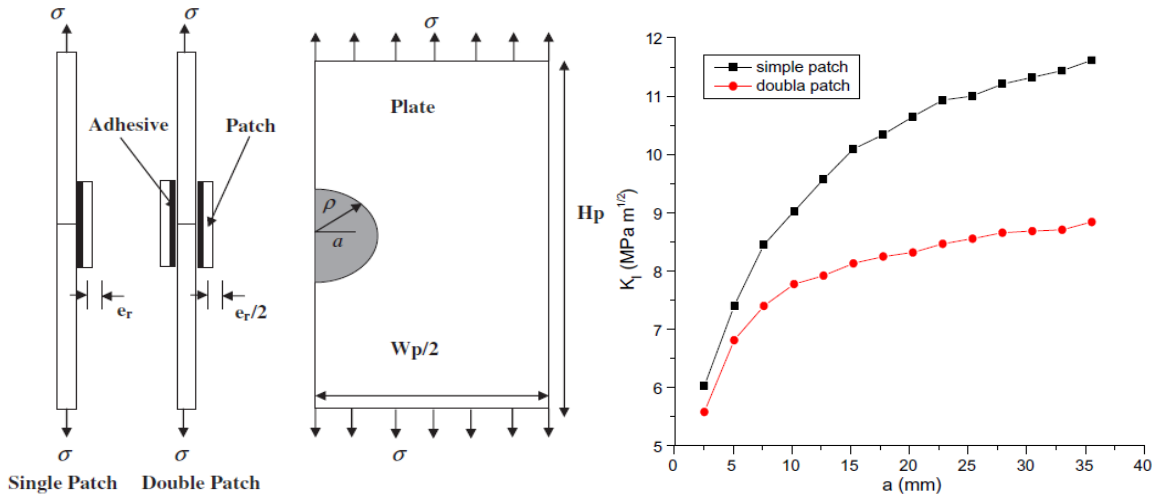


Figure I. 29 : Modèles géométriques ; Facteur d'intensité de contrainte pour patch simple et double par rapport à la longueur de la fissure.

Les résultats obtenus montrent que l'utilisation de la technique du double patch conduit à une réduction significative de l'intensité de la contrainte en pointe de fissure. Le gain de masse

éventuellement apporté par la technique du double patch peut être très important et ce gain dépend de la forme du patch et des propriétés adhésives.

La technique de composite patch collé dans la zone endommagée a démontré son efficacité pour réduire les contraintes aux zones de concentration de contraintes et a assuré une longue durée de vie de la structure réparée. La recherche d'un adhésif adapté et patch pour un bon transfert de charge a conduit les chercheurs à développer, par des essais mécaniques, des méthodes analytiques ou numériques, des idées sur la forme, la nature, le type de séquence d'empilement de l'adhésif pour une meilleure combinaison du patch et de l'adhésif. Le but est de fournir un procédé pour réduire les contraintes sur la plaque en protégeant l'adhésif contre les effets du vieillissement, qui affecte significativement les propriétés mécaniques de l'adhésif et du patch composite. Une modification a été proposé par Kaddouri et al [44]concernant l'épaisseur de la plaque où l'adhésif Figure I. 30 a été inséré dans la plaque et non sur la plaque pour fournir une protection de l'adhésif contre les conditions environnementales sévères. Le mode de simulation du composite en multicouche et monobloc et la présence du défaut de collage est également mis en évidence dans leur étude.

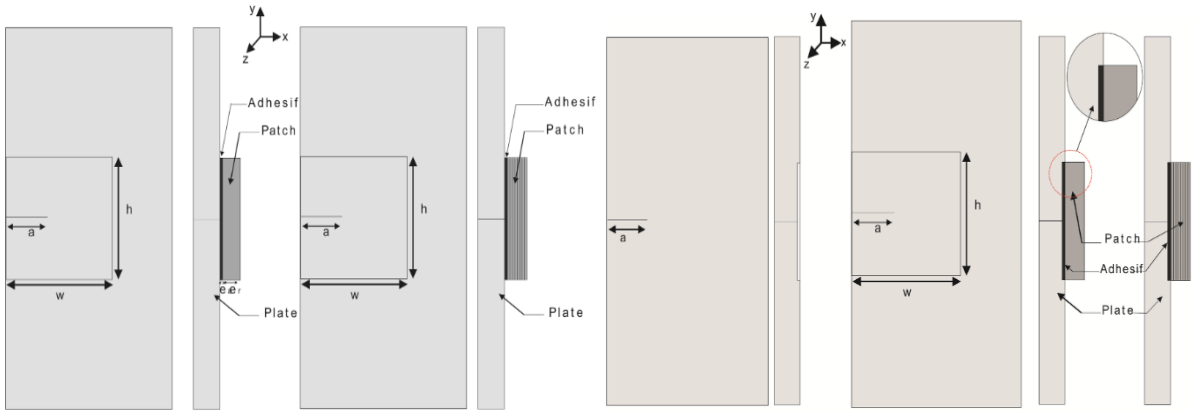


Figure I. 30: Différentes méthodes de modélisation du patch (a) un patch sous forme de bloc (configuration 1), (b) patch sous forme multicouche (configuration 2), (c) Plaque non réparée avec modification (avec enlèvement de matière). (d) Plaque réparée avec modification, patch sous forme de bloc (configuration 3). (e) Plaque réparée avec modification, patch sous forme multicouche (configuration 4)

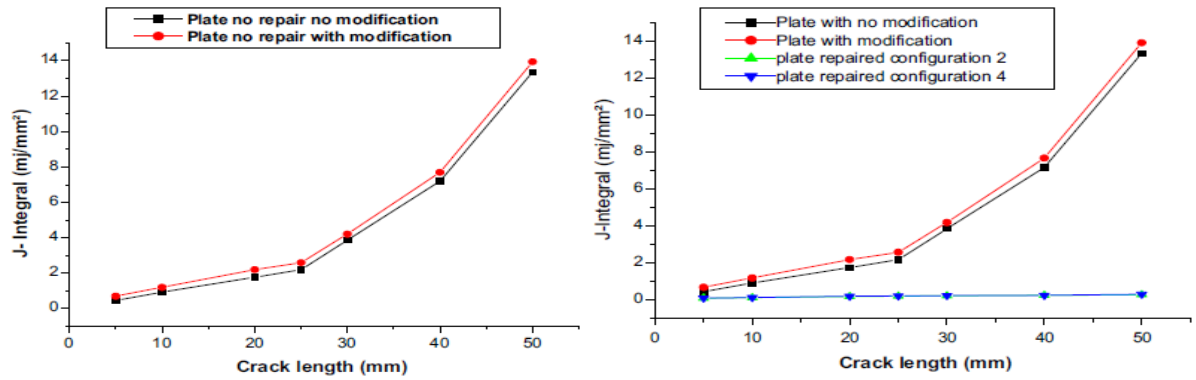
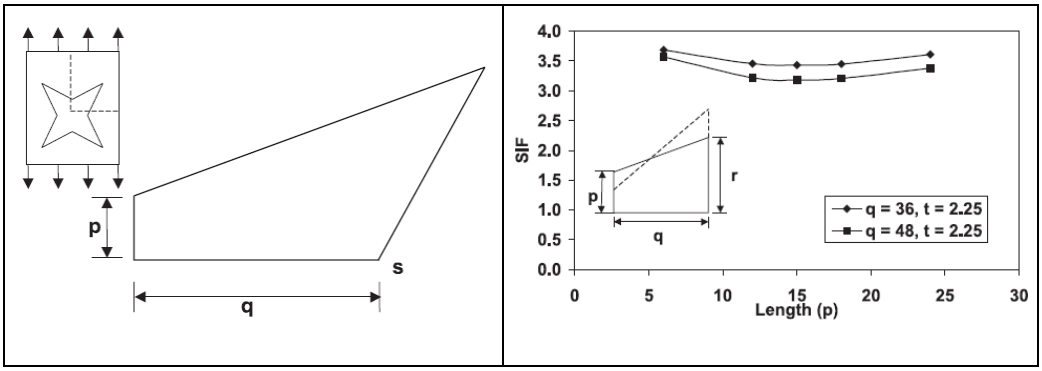


Figure I. 31: Variation de J-Intégrale en fonction de la longueur de fissure pour des plaques endommagées et réparées par patch composite [patch modélisé en bloc et en multicouche].

Les résultats Figure I. 31 montrent clairement que l'enlèvement de la matière par rapport à l'épaisseur de la plaque n'a aucune influence sur le comportement de la plaque et que l'adhésif présente plus de performance s'il est inséré dans la plaque dans le transfert de charges vers le patch composite.

I.4.3 Effet de la forme de patchs composites

Une étude a été menée par Mahadesh Kumar.A[45] pour obtenir une conception optimale d'un patch composite symétrique (équilibré) utilisé pour réparer une tôle métallique fissurée au centre. Une comparaison de la forme de patch rectangle avec patch elliptique a montré que le patch rectangle couvre plus de zone fortement sollicitée. Une proposition d'un patch asymétrique est mise en considération de sorte qu'il couvre plus de zone en forte concentration de contraintes. Le patch asymétrique est illustré à la Figure I. 32s'est avéré plus efficace pour réduire le facteur d'intensité de contrainte, que le patch rectangulaire, mais l'inconvénient est qu'il développe une région de forte concentration de contraintes au niveau d'un de ses bords comme illustré à la Figure I. 32. Pour éliminer la région de forte contrainte, le patch asymétrique est modifié comme illustré à la Figure I. 32. Le patch asymétrique modifié est défini par trois longueurs 'p', 'q' et 'r'.



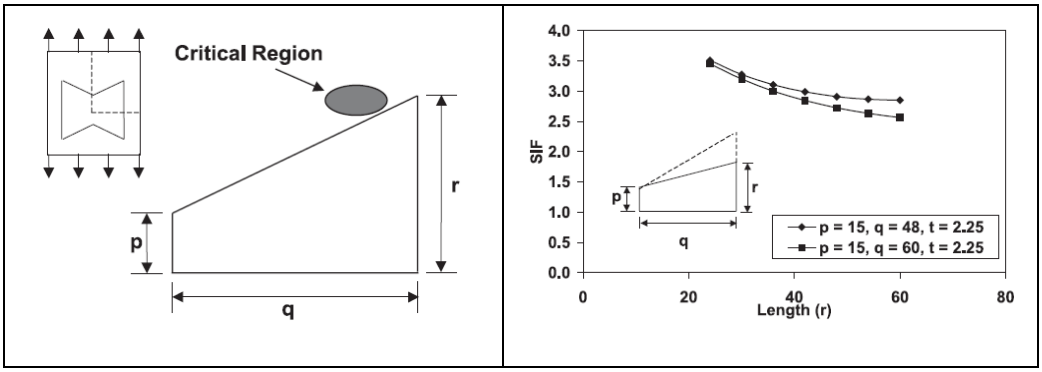


Figure I. 32 : L'effet du Patch asymétrique et Patch asymétrique modifié.

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 [46]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. 33). La méthode des plans d'expériences a été appliquée pour optimiser la taille du patch et à déterminer la dimension ayant le plus d'influence 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.

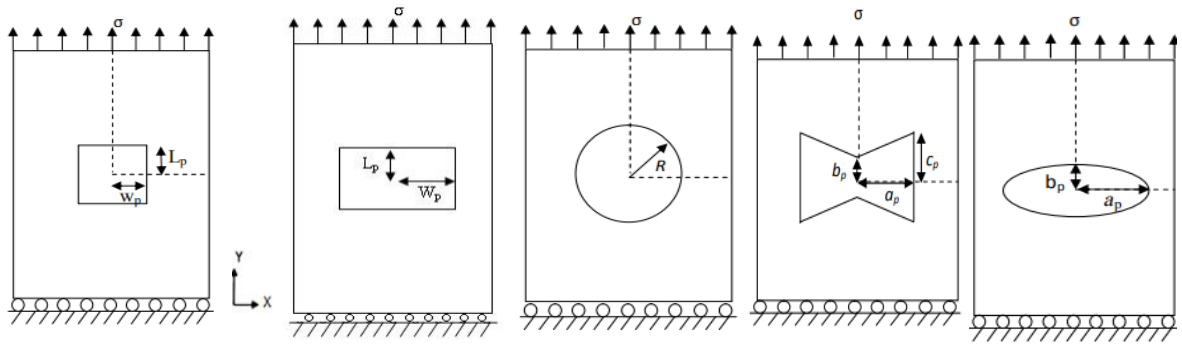


Figure I. 33 : Diverses formes de patchs composites d'après Fekih et al [32].

Ramji et al [35] 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. 34). La comparaison des

performances de la réparation par collage est effectuée en analysant la réduction du FIC à la pointe de la fissure. Il s'avère que la forme de patch octogonale et rectangulaire étendue est plus performante pour les problèmes en mode mixte.

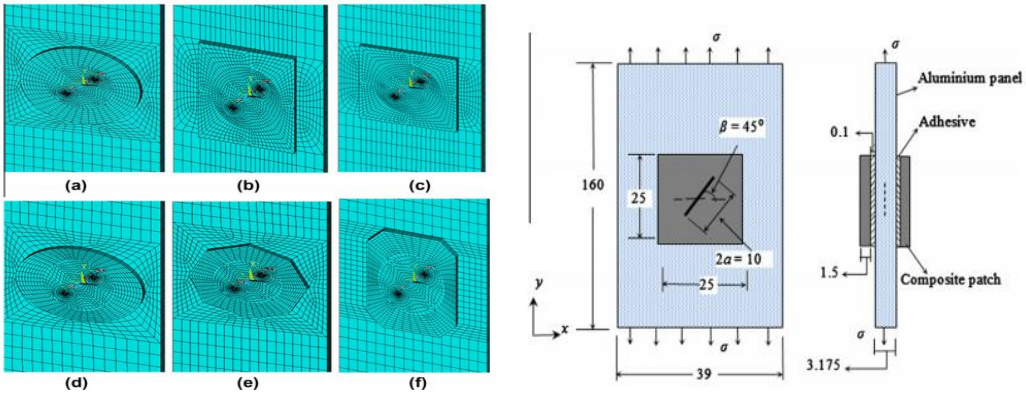


Figure I. 34 : : Modèle par éléments finis d'un modèle de réparation composite comportant des patchs de différentes formes (a) circulaires, (b) rectangulaires, (c) carrées, (d) elliptiques, (e) octogonales régulières, et (f) octogonales étendues.

Le patch de renforcement utilisé par Mokhtari et al[47] pour la réparation des structures fissurées est présenté sur la Figure I. 35-b. Le but de leur analyse est de réduire la concentration de contraintes et par conséquent augmenter la résistance de la plaque.

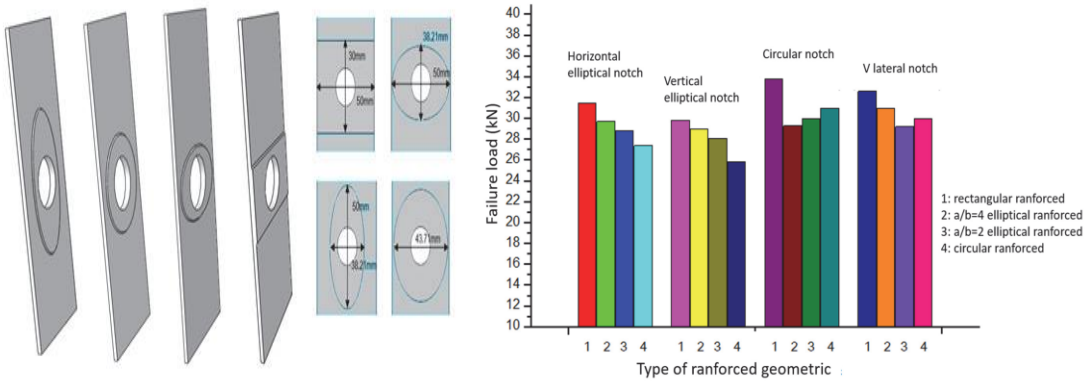


Figure I. 35 : a)-Dimension des différentes formes de renfort, b)-Synthèse efficace des formes d'encoches et de renfort.

D'après la Figure I. 35-b, les différentes formes de renforcement pour la forme de l'entaille circulaire ont des courbes de rupture, qui sont un peu plus élevés par rapport aux autres formes d'entailles elliptiques verticales et parallèles. Par conséquent, ces structures sont plus résistantes. Si on les compare par la forme de renforcement pour chaque modèle, nous constatons que la forme du patch rectangulaire est la plus résistante par rapport aux autres formes.

Dans l'étude de Mhamdia [48], la méthode des éléments finis tridimensionnels est utilisée pour analyser les effets de la forme du patch (Figure I. 36) sur l'efficacité et la durabilité des réparations des structures d'aéronefs. Le facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure est utilisé comme critère de rupture. La détermination de ce facteur permet d'estimer l'efficacité de la réparation. L'analyse de la répartition des contraintes dans la couche adhésive permet d'estimer la durabilité de l'adhésion entre la plaque endommagée et le patch composite. Les résultats obtenus montrent que les performances de réparation sont étroitement liées à la forme du patch. Il a été démontré que la forme rectangulaire du patch pouvait être améliorée en utilisant une forme en « H » du patch.

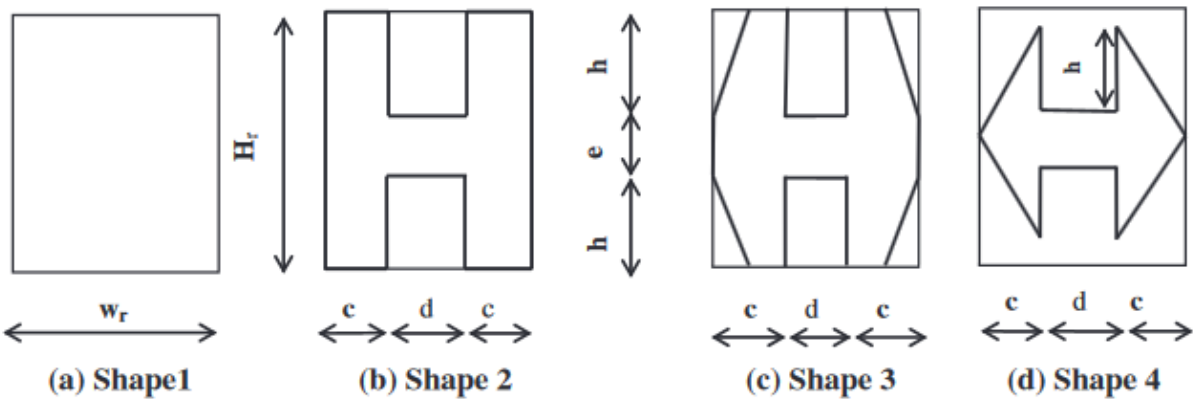


Figure I. 36 : Formes du patch.

D'autre part, différentes formes de patch (Figure I. 37)ont été proposé par Deghoul[49] comme; cercle, rectangle, carré, ellipse, octogone régulier et octogone prolongé. Le facteur d'intensité de contraintes en pointe de fissure a été choisi comme critère de rupture afin d'estimer les performances de réparation.

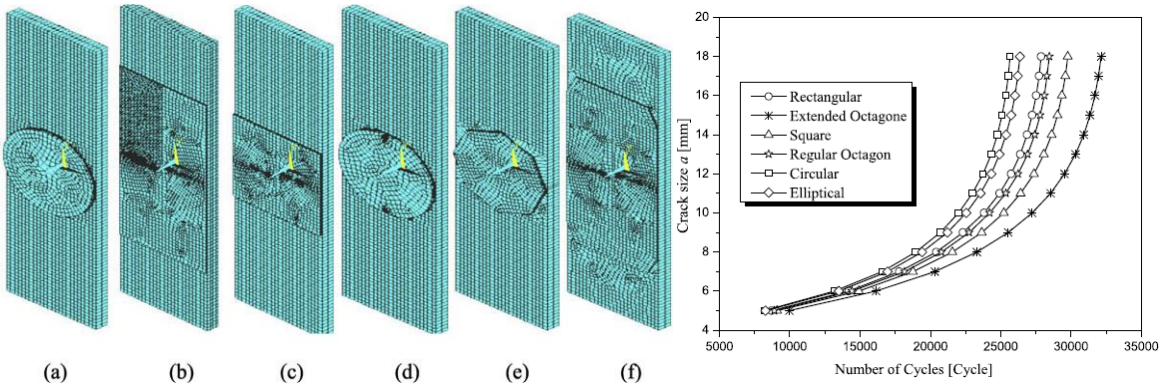


Figure I. 37 : Plaque en aluminium réparée avec différentes formes de patchs : (a) Circulaire, (b) Rectangulaire, (c) Carré (d) Elliptique (e) Octogone Régulier et (f) Octogone Étendu.

Une étude par éléments finis 3D est réalisée par M. Kashfuddoja [50]pour étudier l'influence de diverses formes de patch sur l'efficacité de la réparation. Les stratifiés CFRP endommagés sont réparés par un patch symétrique collé sur la zone endommagée. La plaque composite analysée présente des fibres unidirectionnelles et quasi-isotropes. Les formes de patch (Figure I. 38) considérées sont cercle, rectangle, carré, ellipse, octogone et ovale. Le facteur de concentration de contrainte (SCF) est estimé avant et après la réparation pour évaluer leur efficacité. La contrainte de pelage est également prise en compte pour une comparaison quantitative. La réduction du SCF et la contrainte de pelage sont comparées pour différentes formes de patch en gardant un volume de patch constant.

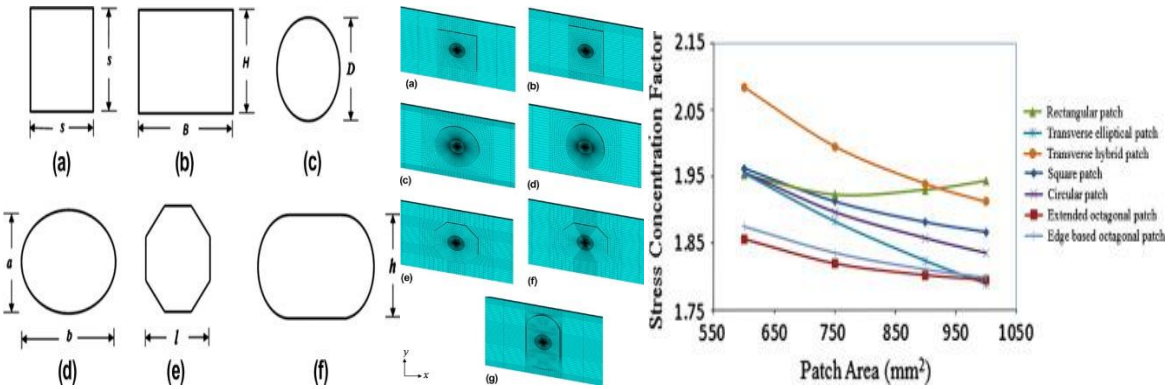


Figure I. 38 : Diagramme comparatif montrant la variation du SCF par rapport à la surface du patch pour différentes formes de patch.

Les effets de propriétés mécaniques et géométriques du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure ont été mis en évidence par Ouinas[51].

La méthode des éléments finis est appliquée pour analyser le comportement d'une fissure centrale réparé avec un patch composite bore/époxy. Les résultats obtenus montrent que le facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure réparée par un patch octogonal de 3/2c de hauteur est réduit de 5% par rapport à celle réparée par une pièce octogonale de taille c. Pour un patch de hauteur de 3/c la réduction est de l'ordre de 7%. Les propriétés des adhésifs doivent être optimisés pour augmenter les performances de la réparation structurelle par renforcement

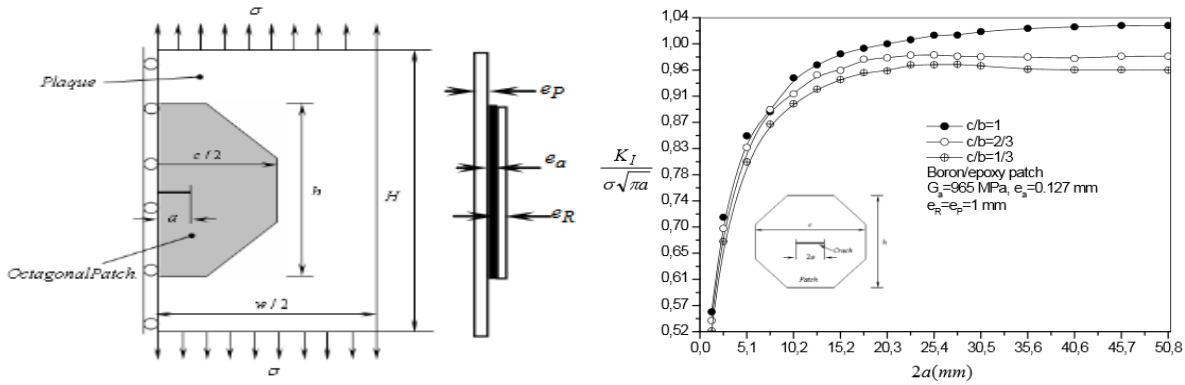


Figure I. 39 : a) Modèle géométrique b) Influence de la taille du patch sur la variation du FIC.

L'influence des propriétés des matériaux sur les valeurs des paramètres de rupture calculés pour une plaque sollicitée à une traction contenant une fissure centrale. La qualité du matériau du patch et sa géométrie dimensionnelle jouent un rôle essentiel dans la distribution des concentrations des contraintes aux voisinages et à la pointe de la fissure.

Sabelkin et al [52] 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. 40). 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.

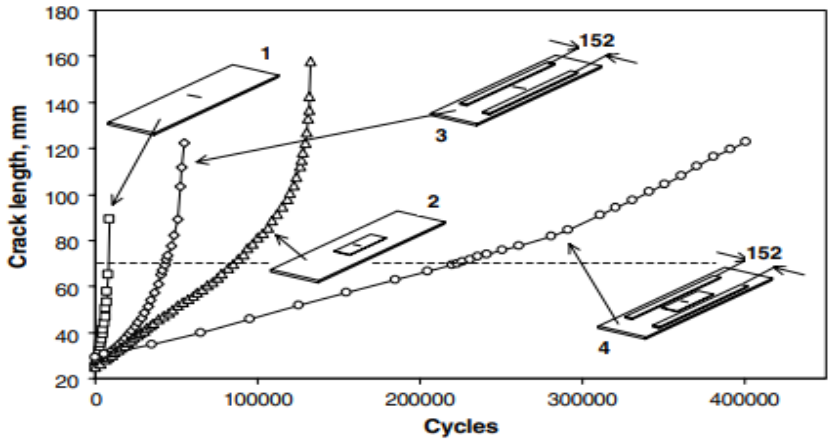


Figure I. 40 : Relations entre la longueur des fissures et les cycles pour les panneaux réparés et non réparés.[52]

I.4.4 Effet de l'épaisseur du patch

Certaines études ont été consacrées sur la forme du bord libre du patch pour limiter le pic de contrainte de cisaillement dans la colle. Xiong et Raizenne[53] ont montré que des patchs

présentant une épaisseur dégressive amoindrissaient les contraintes dans la colle car la singularité géométrique est alors moins marquée (Figure I. 41). Ils ont par exemple optimisé l'angle et la longueur de la diminution d'épaisseur du patch composite.

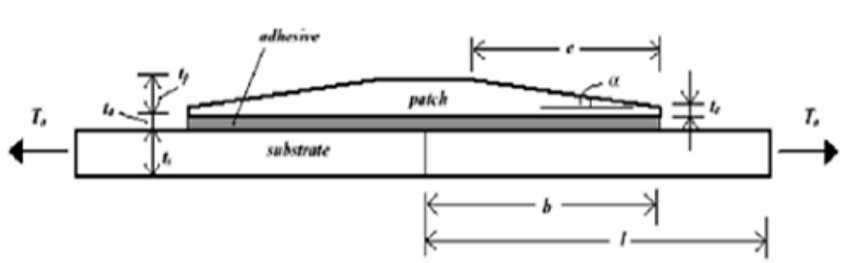


Figure I. 41 : Patch composite avec une épaisseur dégressive [19].

Bernhard [54] présente des résultats sur l'étude de l'influence de la longueur et de l'épaisseur des patchs sur les propriétés de résistance à la traction et de rigidité des stratifiés rapiécés pour contribuer à la compréhension matérielle. Les résultats Figure I. 42 montrent qu'une augmentation de l'épaisseur du patch conduit à une réduction drastique de la résistance à la traction jusqu'à 48,7% pour une triple épaisseur de patch. La longueur du patch varie entre 20 et 120 mm. Jusqu'à 60 mm, la résistance à la traction a augmenté de 11,5%, une augmentation supplémentaire n'a pas contribué à une résistance à la traction encore améliorée. L'influence de la longueur et de l'épaisseur du patch sur la rigidité n'avait qu'un effet mineur. Un modèle numérique tridimensionnel qui tient compte de l'échec du délaminage à l'aide des éléments de zone cohésive montre une très bonne corrélation avec les résultats expérimentaux.

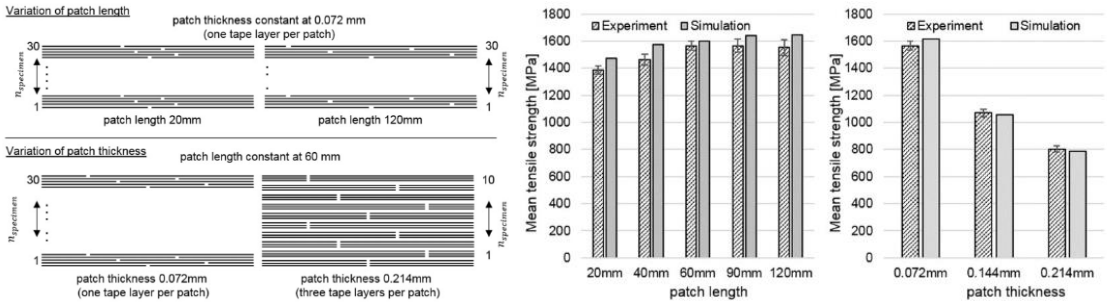


Figure I. 42 : a) -Conception d'échantillons pour la variation de la longueur du patch (en haut) et de l'épaisseur du patch (en bas).Seules les valeurs minimales et maximales pour la longueur du patch (en haut) et l'épaisseur du patch (en bas) sont indiquées)-Influence de la longueur du patch (à gauche) et de l'épaisseur du patch (à droite) sur la résistance globale (essais mécaniques et simulation)

D'après les études réalisées par Mahadesh[45] sur la réparation des plaques fissurée avec des patchs composites, il a été conclu que l'optimisation de l'épaisseur du patch est la conception prédominante qui détermine l'efficacité du patch. Figure I. 43montre l'effet de l'épaisseur du patch sur le facteur d'intensité de contraintes pour différentes formes de patch. Une réduction

d'environ plus de 18 % du FIC peut être obtenue en augmentant l'épaisseur du patch au lieu d'augmenter la surface en plan pour le même volume de patch.

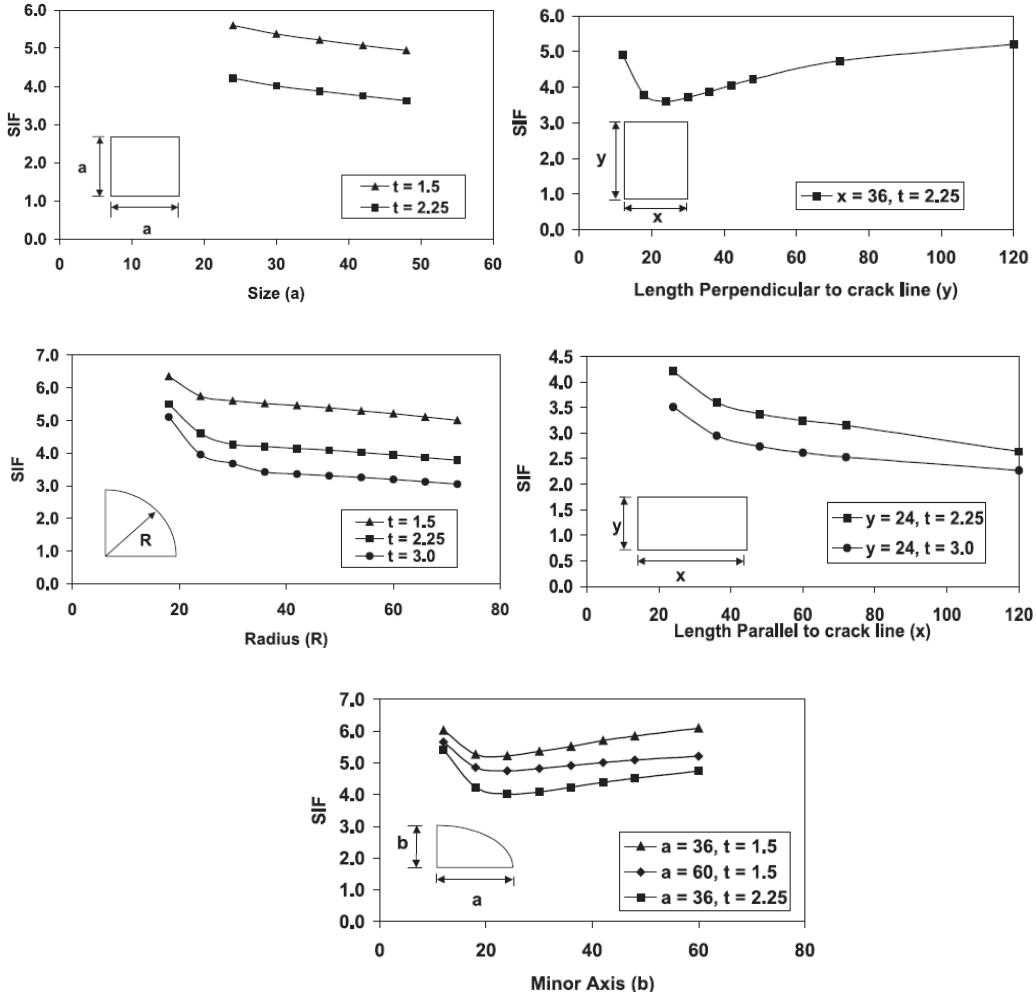


Figure I. 43 : Effet de l'épaisseur et de la longueur latérale du patch sur FIS.

Un autre moyen de réparation envisageable, notamment décrit par Sohail M. A. Khan [55] qui ont étudié expérimentalement le comportement des fissures de fatigue dans 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 coté (Figure I. 44). 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.

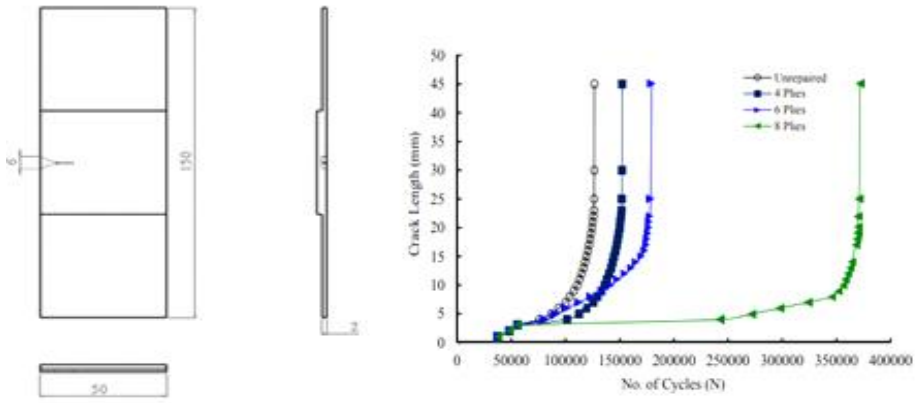


Figure I. 44 : Eprouvette détaillé et résultat[55] .

I.4.5 L'effet de la nature et séquence d'empilement du patch

Pour augmenter la durée de vie opérationnelle des structures défectueuses, une méthode de réparation utilisant des patchs composites a été utilisée pour renforcer les fissures (Composants). En raison des divers avantages des matériaux composites, cette méthode a reçu beaucoup d'attention de la part des chercheurs et des ingénieurs. Des investigations considérables ont été réalisées pour mettre en évidence l'effet de la nature du patch composite. La méthode des éléments finis est utilisée par Ayatollahi[38] pour analyser l'effet de la nature du patch composite pour la réparation de fissures en mode I, par calcul de l'intensité de contrainte facteur en fonction de la longueur de la fissure pour trois éprouvettes différentes : fissure centrale, fissure à double bord et fissure à simple bord spécimens(Figure I. 45). Le composite de fibres Graphite/Epoxy (Gr/E) et Bore/époxy (Br/E) ont été fréquemment utilisés dans le passé pour colmater ou renforcer les plaques fissurées. Par conséquent, ces deux patchs composites ont été considérés pour une durée finie

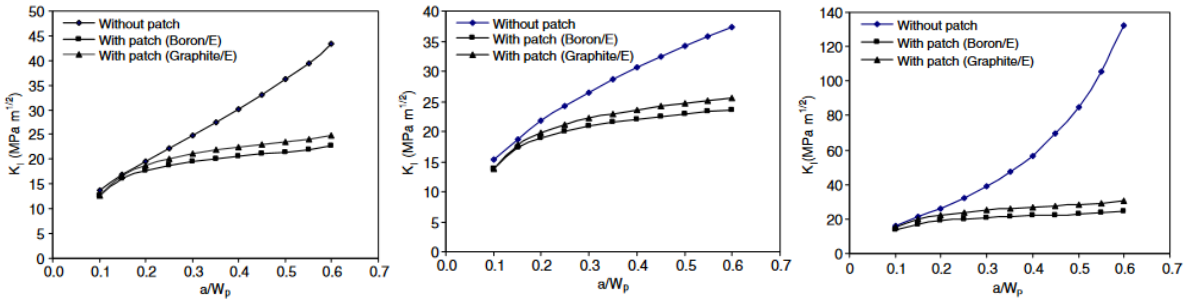


Figure I. 45 : Variation de KI en fonction de la longueur de la fissure pour un échantillon fissuré au centre avec et son patch.

Khalili et al [34]utilise des éprouvettes d'aluminium fissurées sur les bords et réparées avec des pièces composites de différentes natures sur une seule face pour étudier expérimentalement leur

comportement dans le cadre du test d'impact Charpy (Figure I. 46). 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 qu'un faible effet sur l'absorption d'énergie.



Figure I. 46 : Spécimen avec patch avant essai d'impact ; Spécimen 12 après essai de choc.

Les patchs en polymère renforcé de fibres de carbone (CFRP) sont largement utilisés pour réparer les fissures de structure. Les exigences et l'application du CFRP obligent son prix à augmenter dans un proche avenir. Une perspective différente de réparation du panneau aluminium fissuré avec le patch composite hybride est présentée sur la Figure I. 47.

Le but de Makwana[56] est de proposer un matériau de patch alternatif sous la forme d'un composite hybride patch qui peut fournir une solution de réparation économique. Conception/méthodologie/approche - L'hybridation du patch est réalisée en préparant l'hybride composite à partir de câbles de fibre de carbone et de fibre de verre. La règle du mélange hybride et des équations Halpin-Tsai modifiées sont utilisées pour évaluer la constante élastique. Le facteur d'intensité de contrainte et les contraintes interfaciales sont déterminés à l'aide d'une analyse par éléments finis. La charge d'initiation au décollement est évaluée après essai sous condition de chargement mode-I.

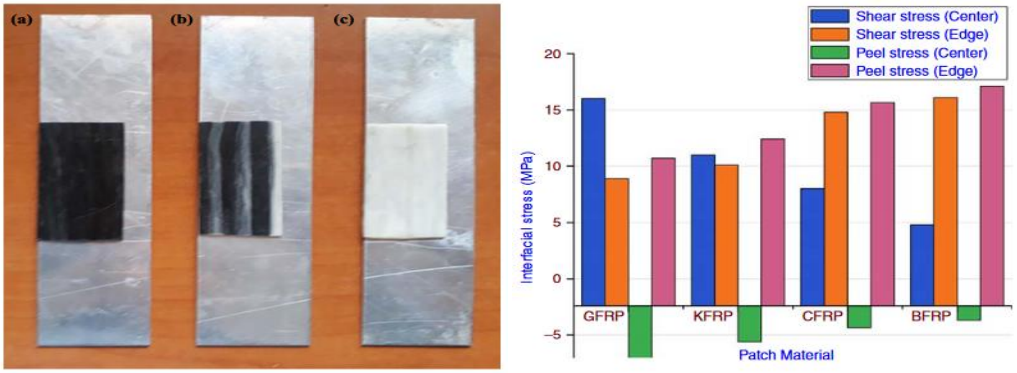


Figure I. 47 : Panneau fissuré réparé avec (a) patch CFRP ; (b) timbre hybride ; (c) Patch GFRP et les résultats.

Le patch composite hybride a rendu les performances adéquates pour la réduction de l'intensité des contraintes dans le panneau fissuré et au niveau inter facial dans la couche adhésive. L'efficacité de la réparation et la durabilité de la réparation du patch composite a été assurée par l'incorporation du patch composite hybride.

Des composites sandwich époxy renforcés de fibres, qui ont été conçus comme des patchs de réparation collés pour mieux récupérer les performances mécaniques d'une plaque d'alliage d'aluminium fissurée centrale, ont été stratifiés conjointement par des couches de fibres de carbone et d'aramide et durcis par la méthode des micro-ondes dans l' étude de Xiaoyan [57]. Les propriétés de traction et de flexion statiques des patchs composites en sandwich fibre de carbone-aramide/époxy et des plaques d'alliage d'aluminium fissurées après réparation collée ont été systématiquement étudiées. En comparant les performances mécaniques avec des patchs composites traditionnels renforcés de fibres de carbone, il a été constaté une performance en flexion du composite sandwich en fibres de carbone-aramide.

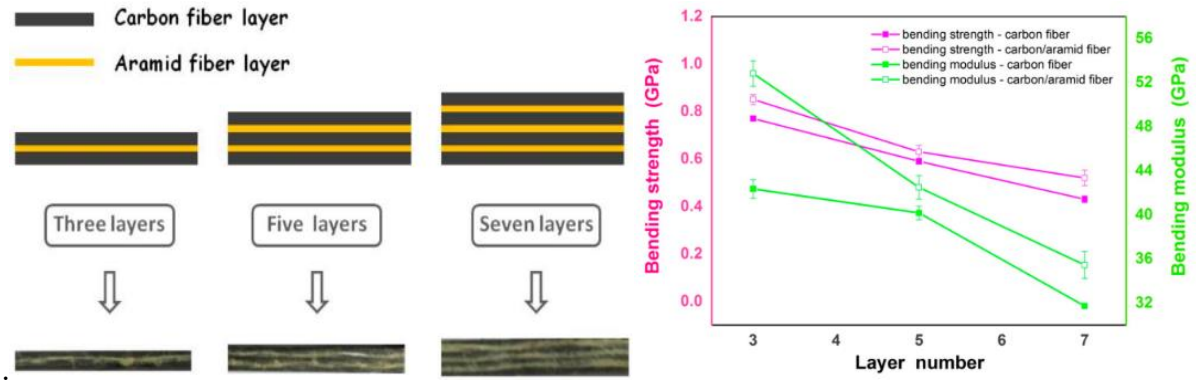


Figure I. 48 : Schéma de principe du composite sandwich fibre de carbone-aramide, Performances en flexion de composite fibre de carbone/époxy et fibre de carbone-aramide/époxy composite sandwich avec différents nombres de couches.

Les patchs ont été efficacement améliorés après l'incorporation de couches de fibres d'aramide flexibles dans les couches de fibres de carbone, mais la résistance à la traction des patchs composites sandwich a été affaiblie dans une certaine mesure. En particulier, les patchs en sandwich à 3 couches de fibres ont présenté de meilleures performances de traction et de flexion par rapport aux patchs à 5 et 7 couches de fibres. Le sandwich optimisé en fibres de carbone et d'aramide à 3 couches la plaque réparée par patch a récupéré respectivement 86 % et 190 % des performances de traction et de flexion par rapport à celles non fissurées, ce qui montre un effet de majoration de réparation considérable pour la plaque d'alliage d'aluminium fissurée.

Grabovac. I et D. Whittaker[58] ont utilisé cette méthode pour réparer des grands bateaux métalliques (Figure I. 49-a). Ils ont préparé la zone endommagée en escalier et reconstruit la partie éliminée par des composites plis par pli. On peut citer aussi les travaux de Breitzman[59]et ceux de Ridha M et al[60]. Les premiers ont étudié le comportement mécanique en traction d'un composite réparé par des patchs biseautés (Figure I. 49-b) 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 en escalier.

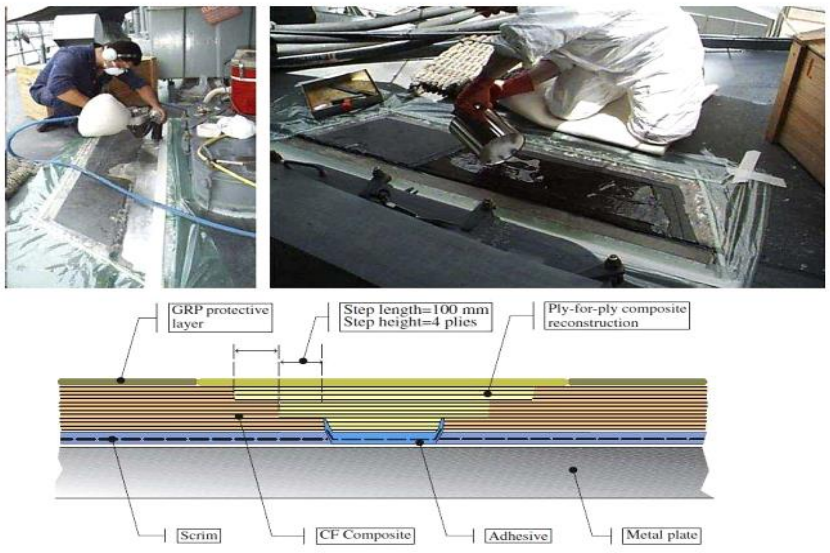


Figure I. 49 : Réparation des bordages en aluminium par patchs composites internes [11].

Dans le cas d'un joint adhésif résistant, 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 patchs externes. Concernant l'effet de l'orientation des fibres adjacentes, la variation de la performance de réparation pourrait atteindre 10 % si ß 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.

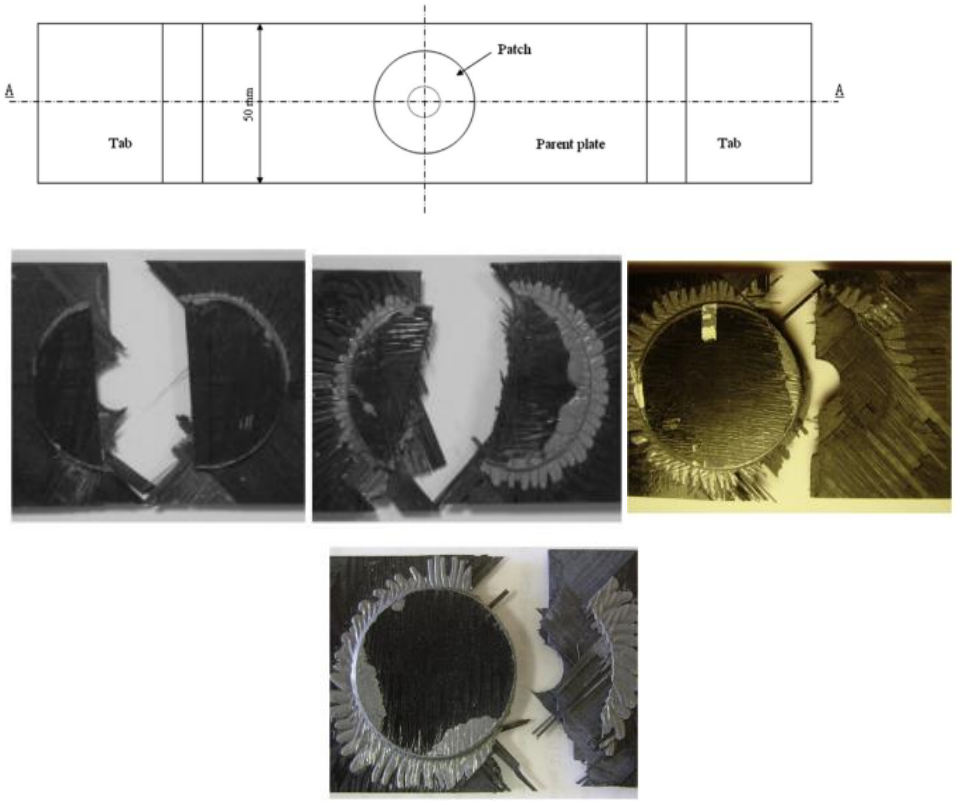
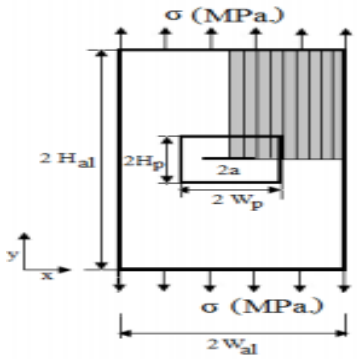


Figure I. 50 : Modèle géométriques, b) Rupture des échantillons réparés par différents patchs : Patch [90] Patch[75/-75]s Patch[45/-45]s [90/0/45/-45] [31].

Une simulation numérique dynamique en 3D utilisée par Errouane [61], 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 (Figure I. 51). 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.



Nombre de Couches	Modèle	Nombre de Cycles
Sans Patch	Présent Modèle Numérique	21479
	Modèle Expérimental (HUSSEINI)	20500
04 Couches	Présent Modèle Numérique	34479
	Modèle Numérique (HUSSEINI)	34526
	Modèle Expérimental (HUSSEINI)	33800
08 Couches	Présent Modèle Numérique	43188
	Modèle Numérique (HUSSEINI)	41300
	Modèle Expérimental (HUSSEINI)	38000
16 Couches	Présent Modèle Numérique	56082
	Modèle Numérique (HUSSEINI)	63757
	Modèle Expérimental (HUSSEINI)	68900

Figure I. 51 : Modèle de la géométrie proposé par Errouane avec résultats [61].

I.4.6 Effet de défaut 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. 52).[62].

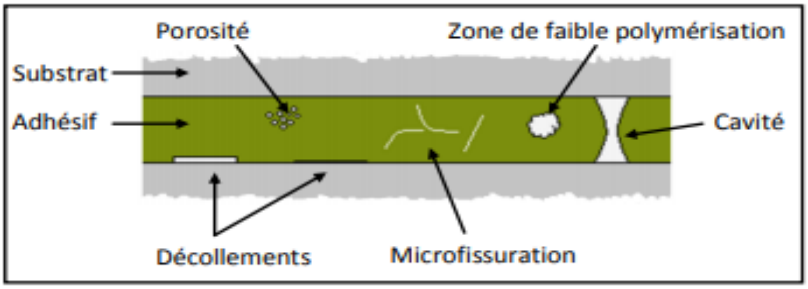


Figure I. 52 : Défauts typiques présents dans un joint de colle[62].

Une analyse de Kaddouri [63] par la méthode des éléments finis du comportement en rupture d'une plaque endommagée en présence de défaut de collage. L'analyse de l'intégrale J et des contraintes dans l'adhésif et patch montre clairement que la résistance de la structure réparée dépend fortement de la position du défaut (Figure I. 53) essentiellement lorsqu'il est situé près du bord libre de l'adhésif ou de la fissure.

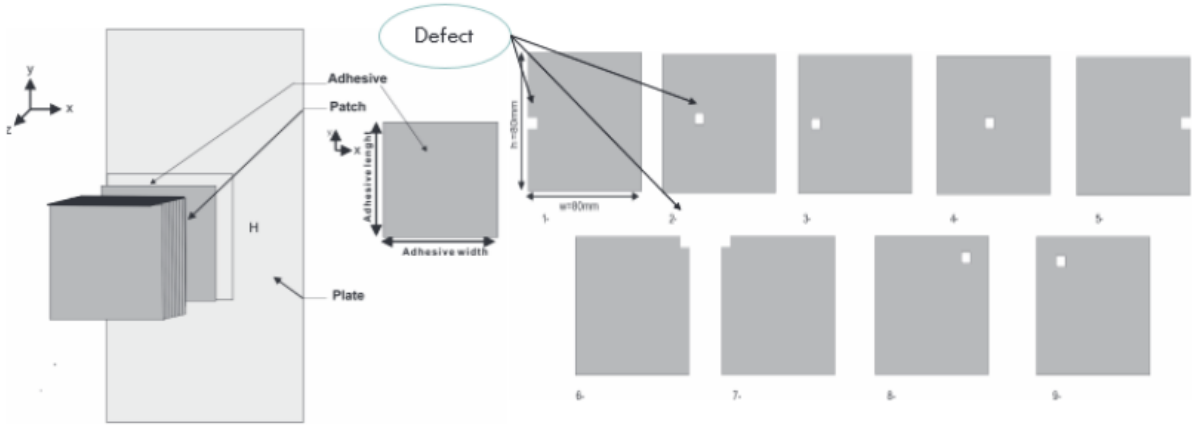


Figure I. 53 : Quelques positions de défaut d'adhésif.

L'analyse numérique entrepris par kaddouri a permis de tirer les conclusions suivantes Figure I. 54:

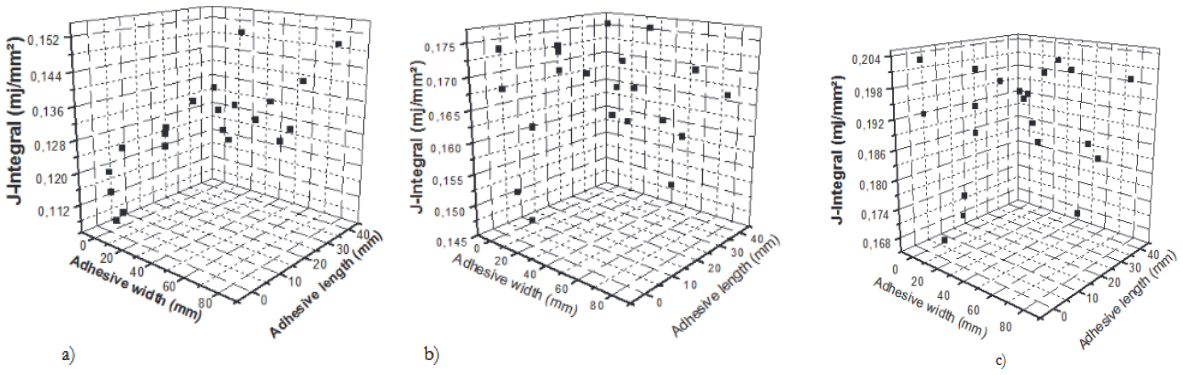


Figure I. 54 : La variation de l'intégrale J en fonction de la position du défaut a) Longueur de fissure =10mm, b) Longueur de fissure =20mm, c) Longueur de fissure =30mm.

- La séquence d'empilement joue un rôle décisif dans la réduction de l'intégrale J et des contraintes de cisaillement dans l'adhésif et de pelage dans le patch.

- La présence de défaut affecte significativement la valeur de 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 aux 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 grande longueur affecte considérablement les contraintes dans l'adhésif et J-Intégral dans la plaque.

- Si la longueur de la fissure est minimale, la position du défaut a peu d'influence sur la valeur de J-Intégral.

L'objectif de travail de F. Heidarpour [64] est l'étude expérimentale de l'influence 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. 55. 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, il y a 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 grands 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.

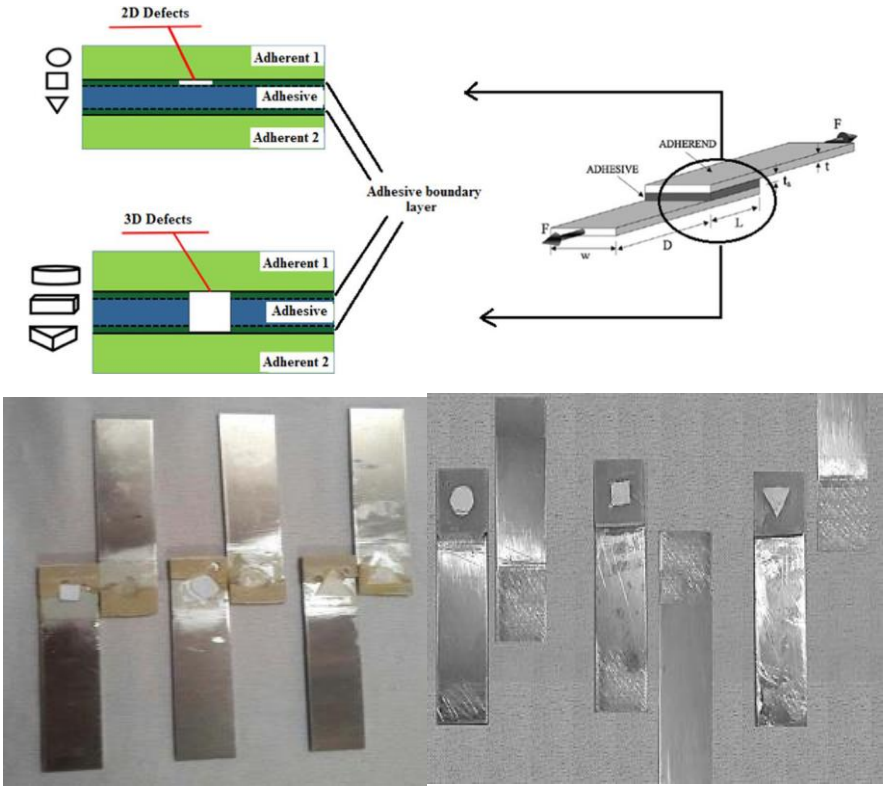


Figure I. 55 : Représentation schématique des défauts bidimensionnels et tridimensionnels du joint adhésif [64].

D'autre part, El Hannani et al [65] 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. 56). 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.

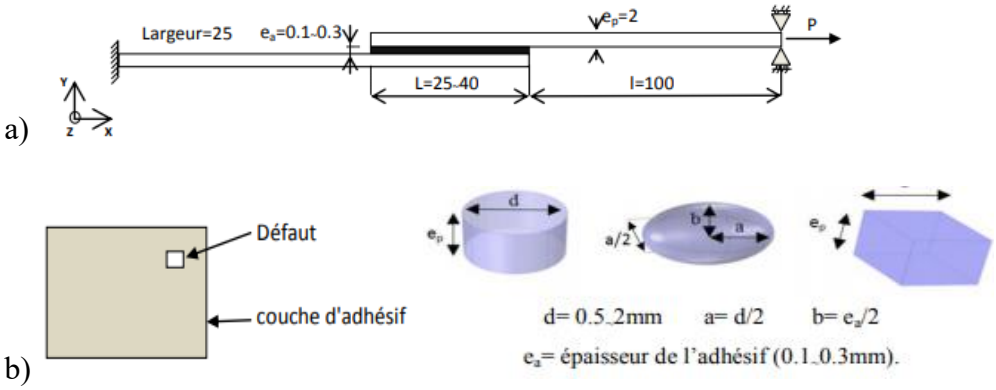


Figure I. 56 : a) Assemblage collé à simple joint de recouvrement, b) Présence de défaut dans la couche d'adhésif (dimensions en mm).[65]

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 adhésive, 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'adhésif, 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 (Figure I. 57).



Figure I. 57 : Représentation graphique de quelques nombres et positions des défauts dans la couche de l'adhésif .[66]

D'autres travaux Wei Feng et al [67] ont été menés pour 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 (Figure I. 58). 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. 59 et Figure I. 60).

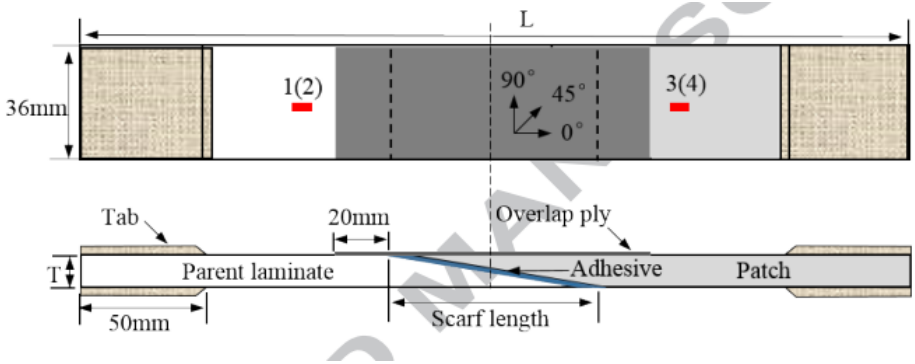


Figure I. 58 : Modèle géométrique[67]

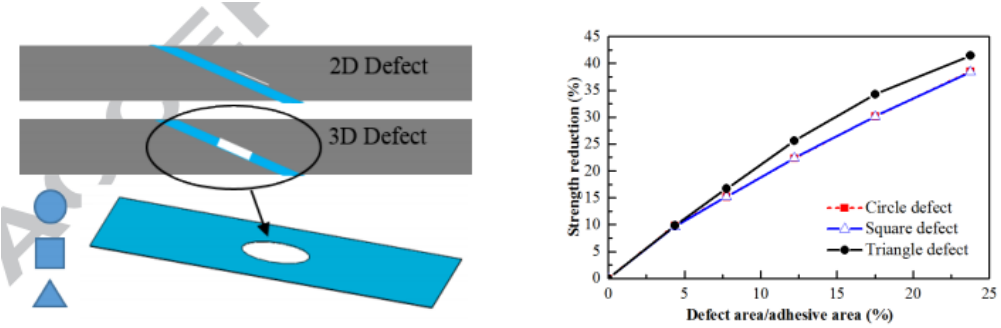


Figure I. 59 : Représentation schématique des défauts de l'adhésif.

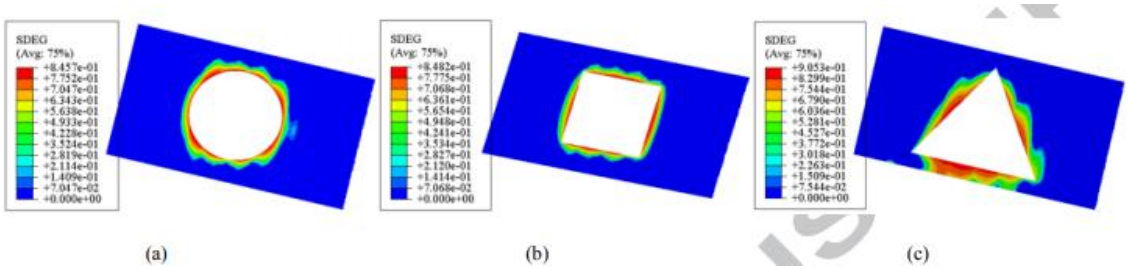


Figure I. 60 : Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) défaut de cercle, (b) défaut carré, (c) défaut de triangle.

I.4.7 Effet de vieillissement

L'effet d'un vieillissement hygrothermique sur le comportement mécanique de l'adhésif en vrac « Adekit A140 époxy » a été étudié par Rezgani[68]. Les éprouvettes en vrac de l'adhésif ont été immergées dans de l'eau distillée à différentes températures (20, 40 et 60 °C). Dans ces conditions, les propriétés de traction ont été déterminées et utilisées dans une étude numérique sur le comportement des assemblages collés permettant de calculer l'intégrale J. Les résultats obtenus illustrent la variation du comportement mécanique de l'adhésif en vrac en fonction du temps d'immersion et de la température ambiante. La présence d'eau dans l'adhésif diminue la résistance à la traction et le module d'élasticité mais augmente également la ductilité du matériau. Ces modifications des propriétés mécaniques sont d'autant plus importantes que le pourcentage d'eau absorbée augmente. La température augmente la quantité d'eau absorbée dans l'adhésif, et augmente par conséquent la cinétique de dégradation avec le temps d'immersion et affecte directement le taux de transfert de charge de la zone endommagée vers le patch composite et donc la valeur de l'intégrale J.

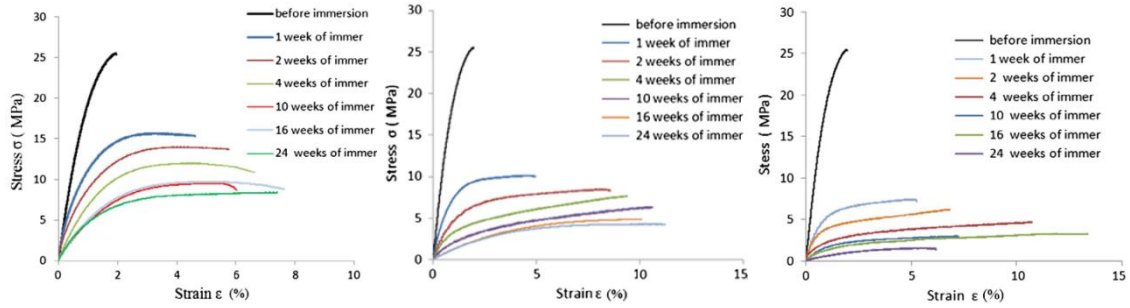


Figure I. 61 : courbes contrainte/déformation de l'adhésif pour différents temps d'immersion dans de l'eau distillée à 20° C 40 °C et 60° C.

D'autre part, le transfert de charge de la plaque endommagée au composite à travers l'adhésif sera petit, ce qui signifie que la valeur de l'intégrale J augmente (Figure I. 62).

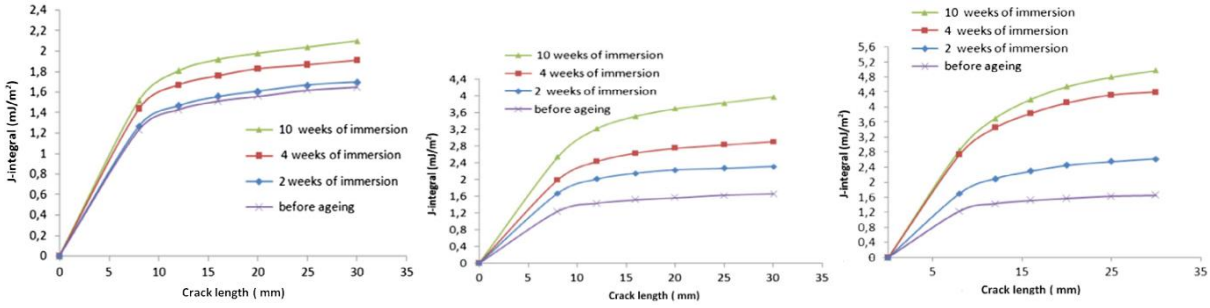


Figure I. 62 : Intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différents temps d'immersion à 20° C 40° C et 60 °C.

Cependant, pour le vieillissement hygrothermique du composite,les travaux de recherches de Rezgani[69], Jana et Zhong[70] et Tatar et Milev[71]ont montrés que l'absorption de l'humidité a un effet négatif sur les performances de réparation. En effet, le facteur d'intensité de contrainte en mode I et en mode mixte en tête de la fissure augmente et par conséquent la durée de vie en fatigue des structures réparées exposés au vieillissement diminue avec l'augmentation de l'absorption d'eau par le patch composite.

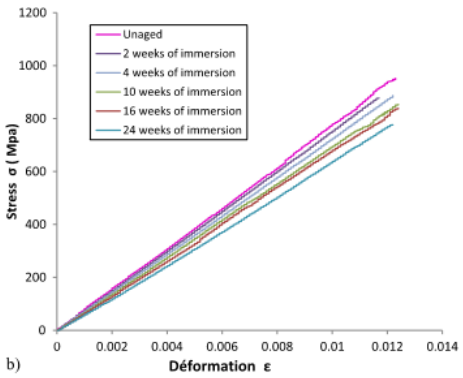


Figure I. 63 : Courbes de traction pour différentes durées d'immersion dans le composite.[72]

La rigidité d'une plaque en présence d'une fissure ou d'une entaille est affaiblie. Sous sollicitations répétées, la fissure se propage rapidement vers le bord libre de la plaque.

– La réparation par patch composite augmente la rigidité de la structure endommagée et retarde la propagation des fissures, donc assure une longue durée de vie de la structure.

– Le nombre de cycles correspondant à la propagation de la fissure à rupture de la structure endommagée est trop faible par rapport à celui d'une structure réparée.

– Le vieillissement a un effet néfaste sur la durée de vie des plaques réparées, plus le temps de vieillissement augmente, plus la durée de vie de la structure diminue.

– Si le temps de vieillissement est important, le composite et l'adhésif absorbent plus d'eau et donc une détérioration importante de leurs propriétés mécaniques, et par conséquent moins de transfert de charge de la plaque au patch à travers l'adhésif et la concentration de contraintes dans la zone endommagée sera plus importante, cependant la propagation de la fissure est plus rapide. – La vitesse de propagation des fissures de fatigue décrite par l'évolution de la longueur de fissure par rapport au nombre de cycles (da/dN en mm/cycle) en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte K est affecté par le temps de vieillissement de la structure. –

Les deux coefficients de la loi de Paris, soit C et m, évoluent concomitamment avec la durée du vieillissement

L'effet de l'absorption d'eau par le patch composite et a un effet significatif sur le transfert de charge de la plaque endommagée et donc sur le délai de la propagation de la fissure. Plus le temps d'immersion dans l'eau est important, moins est la résistance à la fatigue de la structure réparée. Les résultats expérimentaux ont montré que le nombre de cycles avant rupture est directement lié au temps de vieillissement.

I.5 Les approches numériques :

Outre les approches et les méthodes analytiques, les méthodes numériques telles que l'analyse par éléments finis FEM (Finite Element Method), la méthode des éléments de frontière BEM (Boundary Element Method) et la méthode des différences finies FDM (Finite Difference Method) constituent trois méthodes numériques majeures utilisées pour résoudre les équations différentielles partielles en science et ingénierie [73] « Analysis and Design of Composite-to-Metal Adhesively Bonded Joints » . L'utilisation de la méthode des éléments de frontières est très limitée dans le domaine de l'analyse des joints collés. Cavallini et al [74] ont présenté une technique de modélisation des joints collés en utilisant la méthode des éléments de frontière. Quant à la méthode des différences finies, elle est généralement utilisée pour la résolution des équations différentielles complexes souvent non-linéaires et non-homogène [73]. D'après Ochsner[75] le principal avantage de cette méthode réside dans la simplicité de son implémentation informatique. L'inconvénient de la méthode provient des difficultés de simulation des conditions aux limites pour les géométries complexes [73]. La méthode des différences finies est donc généralement appliquée pour des géométries simples.

L'analyse par éléments finis est la technique la plus utilisée dans le domaine des assemblages et joints collés. L'analyse par éléments finis permet d'étudier toute sorte de géométries (par exemple, pour les joints collés, il est possible de prendre en compte les variations de la géométrie des adhérents ou bien le bourrelet de colle). En outre, il existe une grande variété de modèles de comportement de matériaux pour l'adhésif (du linéaire élastique au viscoplastique). Un autre avantage de cette méthode (FEM) est qu'elle facilite le pré dimensionnement en permettant de déterminer les contraintes et les déformations dans une structure donnée, d'une manière fiable et proche du réel [76]. L'analyse de l'influence du bourrelet de colle, la rotation du joint collé ainsi que la plasticité des adhérents/adhésif sont plus faciles à traiter à l'aide des

éléments finis. Adams et Harris [77] sont parmi les premiers à prendre en compte ces trois aspects par une analyse de type éléments finis. Ashcroft [75] décrit l'application de la méthode des éléments finis sur les joints collés. Le livre de da Silva et Campilho[76] "Advances in Numerical Modelling of Adhesive Joints" constitue également une bonne référence pour les approches numériques appliquées aux joints collés.

I.5.1 Les approches de type mécanique de la rupture

La mécanique des milieux continus assume que la structure et son matériau sont continus, mais elle ne s'applique pas dans quelques cas, comme par exemple s'il existe des défauts ou des discontinuités dans le matériau. La mécanique des milieux continus ne donne pas dans ce cas de solutions aux points singuliers résultants des singularités de contraintes ou de déformations. Les fissures sont les défauts les plus communs dans les structures pour lesquelles la mécanique de rupture a été développée. En mécanique de la rupture, il est accepté que les contraintes calculées à l'aide de la mécanique des milieux continus en pointe des fissures sont singulières ou infinies. Cette singularité de contrainte existe aussi dans le cas de deux matériaux collés. La mécanique de la rupture a pu être appliquée pour beaucoup de problèmes d'ingénierie ces dernières années (surtout dans l'aéronautique), mais le problème avec cette approche est lié à la dépendance de l'énergie de rupture vis à vis de l'épaisseur de l'adhésif et de l'absence de défauts dans l'adhésif. En outre, les modes de rupture sont généralement complexes, mixtes dans la région des concentrations de contraintes. La taille de la fissure ainsi que sa position sont difficiles à déterminer et, un maillage très raffiné doit être utilisé. Ceci rend le calcul consommateur en temps [73].

I.5.1.1 Les approches de Modèles de zone cohésive (CZM)

I.5.1.1.1 Définition

La mécanique de l'endommagement s'applique pour représenter ou modéliser l'endommagement des matériaux afin de prévoir l'initiation, la propagation et la rupture des matériaux sans passer par une description microscopique pouvant être complexe. A cause des limitations des approches mentionnées précédemment (mécanique des milieux continus et mécanique de la rupture), et de leur faiblesse à prévoir d'une manière exacte ou précise la rupture d'une structure collée, de nombreux auteurs ont cherché à trouver des méthodes avancées pour s'affranchir des difficultés des approches classiques.

L'endommagement structural pendant le chargement se manifeste sous la forme de microfissures sur un volume fini ou une région interfaciale entre les éléments collés de sorte que le transfert de l'effort est localement réduit, résultant en une chute ou une diminution de l'effort appliqué pour une valeur donnée de déplacement appliqué à la structure [73]. La mécanique de l'endommagement permet la simulation étape par étape de l'endommagement et de la fissuration jusqu'à la rupture totale de la structure. Ce domaine est innovant et sous-développement intense Les techniques valables pour la modélisation de l'endommagement se divisent en deux approches : approche locale et approche continue.

Dans l'approche locale, les éléments cohésifs sont utilisés : modéliser une interface (d'épaisseur nulle en réalité) entre les matériaux, pour simuler la rupture interfaciale, comme entre l'adhésif et l'adhérent (Yang et al. [78]), décrire une rupture inter laminaire entre les stratifiés du composite (Turon et al. [79]), ou l'interface entre les phases solides des matériaux (Chandra et al. [80]).

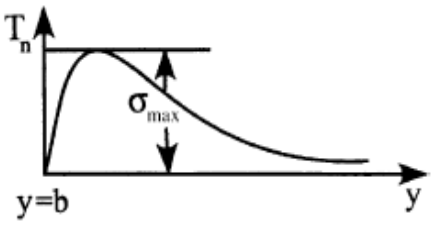
Dans l'approche continue, les éléments cohésifs remplacent la couche d'adhésif. L'endommagement est donc modélisé sur une région finie avec des éléments finis solides pour simuler la rupture à l'état massique (Song et al [81]) ou bien le long d'un joint collé pour modéliser une fissure cohésive du joint collé (Kafkalidis et Thouless[82]).

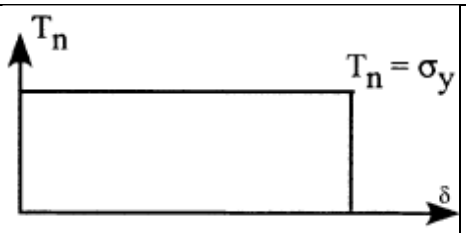
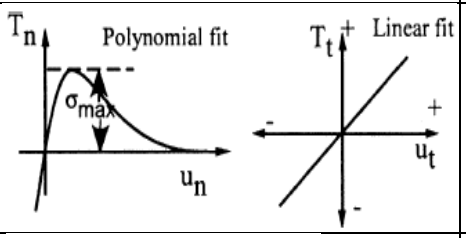
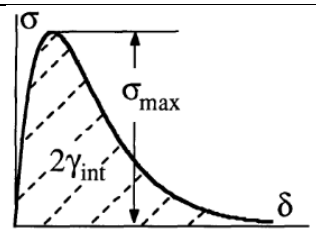
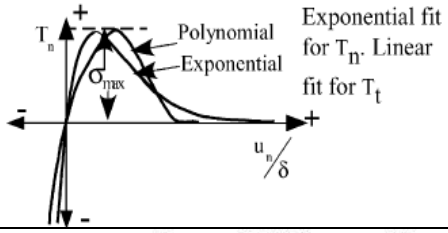
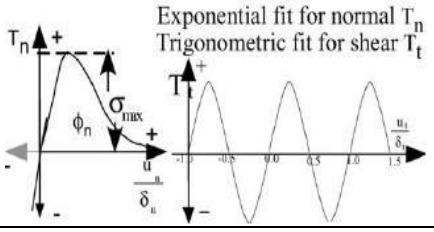
L'utilisation des modèles de zones cohésives couplés avec les analyses éléments finis conventionnelles est la méthode la plus répandue pour la prédiction de l'endommagement statique ou en fatigue dans les structures. Cette approche CZM sera abordée d'une manière détaillée dans la deuxième partie de la thèse.

I.5.1.1.2 Historique

CZM a été initialement proposé par Barenblatt [83]comme une alternative possible au concept de mécanique des ruptures dans des matériaux parfaitement fragiles. Plus tard, Dugdale[84] a étendu ce concept à des matériaux parfaitement plastiques en postulant l'existence d'une zone de processus à la pointe de fissure. D'après Needleman en 1990[85], CZM a engendré une pléthore de modèles en fracture de métaux, de céramiques et de polymères et leurs composites.. L'objectif de cette partie n'est pas de revoir tous ces modèles et applications, mais d'exposer certains travaux principaux et pertinents à la présente étude. Needleman a été l'un des premiers à utiliser des types d'équations de traction-séparation polynomiales et exponentiels pour simuler

le décollement des particules dans les matrices métalliques 1987[86]. Xu et Needleman[87] ont en outre utilisé des modèles pour étudier la nucléation du vide à l'interface entre la particule et la matrice, la croissance rapide des fissures dans les matériaux fragiles sous charge dynamique et croissance dynamique des fissures à l'interface des matériaux de base. Tvergaard (1990) a utilisé une forme quadratique de traction-déplacement pour analyser les interfaces. Tvergaard et Hutchinson [88] ont utilisés une forme trapézoïdale du modèle de traction-séparation pour calculer la résistance de propagation de la fissure. Camacho et Ortiz (1996) [89]ont employé une équation de traction-séparation linéaire avec un critère de rupture additionnel pour une propagation multiple des fissures pendant l'endommagent à l'impact des matériaux fragiles. Geubelle et Baylor (1998) [14] ont utilisé un CZM bilinéaire pour simuler l'initiation et la propagation spontanée des fissures et de décollement des matériaux composites minces soumis à l'impact à vitesse réduite. Dans tous les modèles de zone cohésive (à l'exception du modèle de Dugdale et Camacho -voir tableau), les relations traction-séparation pour les interfaces sont telles que, avec l'augmentation de séparation interfaciale, la traction à travers l'interface atteint un maximum, puis décroît et finalement disparaît permettant une décohésion totale. La principale différence réside dans la forme et les constantes qui décrivent cette forme. Dans ce contexte, le terme « forme » est utilisé dans un sens large pour décrire la traction normale (ou tangentielle) par rapport à la normale (ou tangentielle) réponse de séparation que généralement utilisée dans la littérature. Un concept plus précis serait d'examiner la forme fonctionnelle de la relation entre le vecteur de traction et un vecteur de déplacement qui existe entre les surfaces de séparation pendant le processus de rupture.

Auteurs	Commentaires	Modèle proposé	Les paramètres du modèle
Barenblatt (1959,1962)[83]	Le premier concept de zone cohésive L'intérêt pour le problème de la rupture fragile et, en particulier, pour la théorie des fissures s'est sensiblement accru en liaison avec diverses applications techniques.		$K=\int_0^{d+d'} \frac{G_I dt}{\sqrt{t}}$ $=\sqrt{\frac{\pi ET}{1-\upsilon^2}}$ (ductile) $=\sqrt{\frac{\pi ET_0}{1-\upsilon^2}}$ (fragile) $T=T_0+T_1$ T_0 : Travail de séparation pour un matériau fragile T_1: Travail de la déformation Plastique

Dugdale (1960) [84]	La plastification à la fin d'une fente dans une feuille est étudiée, une relation est obtenue entre l'étendue plastique et la charge externe appliquée. Pour vérifier cette relation, des panneaux contenant des fentes internes et latérales ont été chargés en tension et des longueurs de zones plastiques ont été mesurées.		$\frac{S}{a} = 2\ sin^2\left(\frac{\pi T}{4\sigma_y}\right)$pour des valeurs petites de $\frac{T}{\sigma_y}$ $\frac{S}{l} = 1.23\left(\frac{T}{\sigma_y}\right)^2$
Needleman (1987) [86]	Modèle phénoménologique, prévoit la séparation normale		Φ: Travail de séparation δ : Normalisant des paramètres σ_{max} : La force cohésive
Rice et Wang (1989) [90]	Une partie ascendante est assimilée à E_0 considère la séparation normale et ne tient pas compte de séparation de cisaillement		E_0: Module de young initial h: Paramètre normalisant σ: Contrainte maximale $\alpha = \left(\frac{E_0 h}{\alpha^2} = 2y\right)$
Needleman (1990a) [85]			Φ: Travail de séparation δ : Normalisant des paramètres σ_{max} : La force cohésive
Needleman (1990b)	Traction de Cisaillement périodique modèle de cisaillement en raison de glissement		Φ_n, Φ: Travail de séparation de la normale et de cisaillement δ , δ_s: Déplacement critique σ_{max} : La force cohésive
Tvergaard (1990) [91]			δ, δ: Déplacement critique σ_{max} : La force cohésive

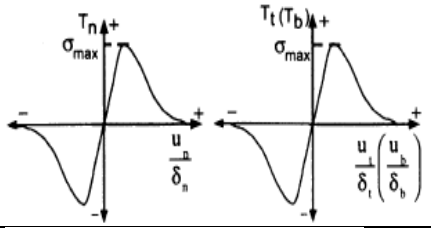
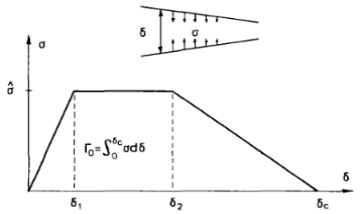
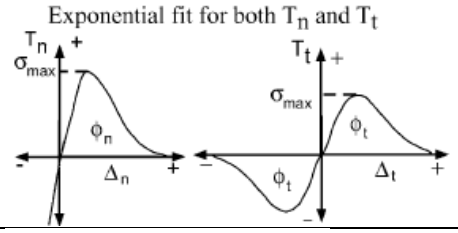
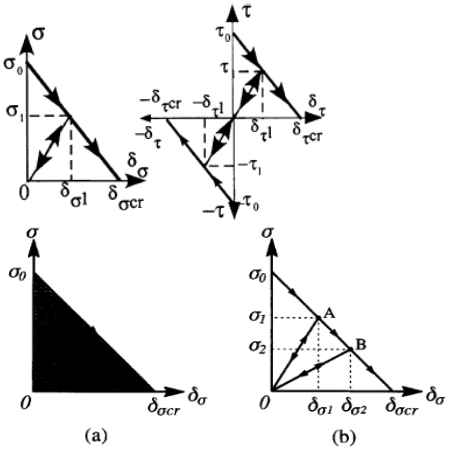
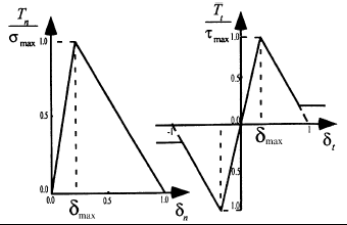
			
Tvergaard et Hutchinson (1992) [88]		 Traction separation relation for fracture process	$\Gamma 0$: Travail de séparation δ_c : Déplacement critique σ_{max} : La force cohésive δ_2 : Facteurs régissant la forme
Xu et Needleman (1993) [87]	Prédit la Séparation normale et de cisaillement		Φ_n, Φ: Travail de séparation de normale et de cisaillement δ, δ_s: Déplacement critique σ_{max} : La force cohésive
Camacho et Ortiz (1996) [89]	Utilise un critère de rupture supplémentaire ; échec prédit à la fois par et la séparation normale en traction et séparation par cisaillement en compression		Φ_n, Φ: Travail de séparation de normale et de cisaillement Δ_n, Δ: Saut de déplacement normal et tangentiel δ, δ: Longueur caractéristique d'interface normale et tangentielle
Geubelle et Baylor (1998) [92]	Modèle bilinéaire ; courbe ascendante peut être adaptée rigidité initiale du matériau.		Φ_n, Φ: Travail de séparation normale et de cisaillement δ , δ_s: Saut de déplacement normal et tangentiel

Tableau I. 2 : Divers modèles de zone cohésive et leurs paramètres.

I.5.1.1.3 La Formulation de la méthode de zone cohésive

Le modèle de zone cohésive implique que la contrainte normale continue toujours à être transférée à travers une discontinuité visible ou non visible montrée par la Figure I. 64. Cette contrainte est déterminée à partir de la relation de contrainte-déformation de contrainte de ramollissement présentée dans les tests d'étalonnage. Cette contrainte normale transférée est

fonction de la séparation et tombe à zéro à une ouverture critique, puis la fracture se propage. L'évolution de la fissure est régie par le bilan énergétique entre le travail des charges externes et la somme de l'énergie apparente de la partie non fissurée et de l'énergie dissipée dans le processus de rupture. La principale difficulté mathématique est donnée par le fait que l'énergie de rupture dépend de l'ouverture des microfissures réparties. Pour simplifier les difficultés mathématiques, on suppose que la zone cohésive se localise, du fait de son comportement adoucissant, dans une bande étroite en avant de la fissure visible. Le comportement constitutif de la zone cohésive est défini par la traction relation de séparation dérivée d'essais en laboratoire. La séparation de traction constitutive relation pour la surface est telle que, avec une séparation croissante, la traction à travers cette surface cohésive atteint une valeur maximale, puis diminue et finit par disparaître, permettant une séparation complète. Des modèles simples de zones cohésives peuvent être décrits par :

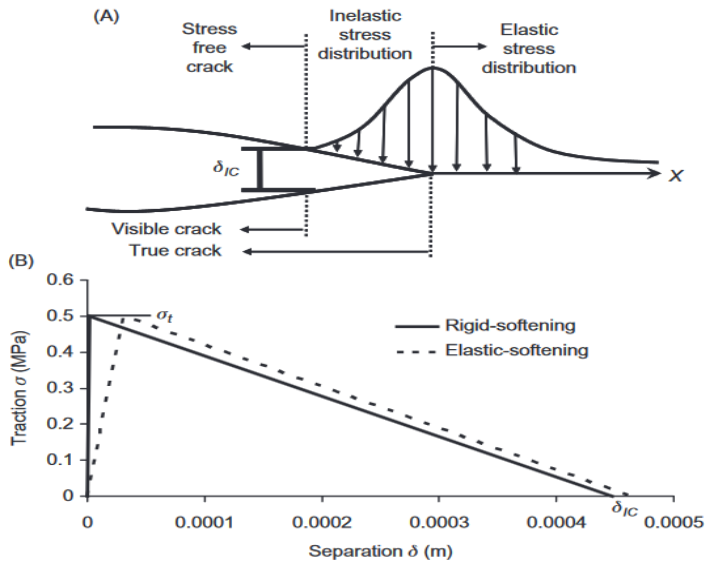


Figure I. 64 : (A) Représentation de la zone de processus de fracture, (B) la cohésion constitutive loi des zones.

Deux paramètres indépendants qui sont généralement, pour les déformations planes en mode I, la normale travail de décollement ou l'énergie de rupture G_{IC} et soit la résistance à la traction σt soit la longueur de séparation complète δ_{IC} [93]. Dans ces modèles, même si l'équation constitutive cohésive mise en œuvre a suivi une simple réponse d'adoucissement linéaire rigide, la normale calculée à la distribution des contraintes dans la direction de propagation devant la fissure ouverte a présenté une réponse non linéaire lisse. Néanmoins, un paramètre supplémentaire dans ces modèles est la pente du chargement pouvant définir une pelage allant de l'adoucissement rigide à l'adoucissement élastique réponse sous l'état de contrainte de

traction. Afin d'étudier les principales caractéristiques de la courbe complète de la fracturation hydraulique, [94] sont réalisé des calculs pour différentes pentes initiales afin de simuler un comportement d'adoucissement rigide à un adoucissement élastique. Le passage de l'adoucissement élastique à l'adoucissement rigide a été effectué en augmentant la pente initiale de la loi cohésive de comportement de cinq fois dans chaque modèle. Le cas du comportement le plus rigide correspond à 20 fois la rigidité du boîtier le plus élastique. Dans tous les cas, l'aire sous la courbe qui est liée au travail de séparation est maintenue la même (Figure I. 64 B). L'aire sous la courbe de séparation de traction est égale à l'énergie de rupture G_{IC} qui est le travail nécessaire pour créer une zone unitaire de fissure entièrement développée. Pour des matériaux élastiques solides, cette énergie est liée à la ténacité à la rupture de la K_{IC} à travers [95][96].

$$\mathbf{K_{IC}^2 = \frac{G_{IC}E}{1-\upsilon^2}} \quad \textbf{(I. 1)}$$

Où E est le module de Young et ν est le coefficient de Poisson. La ténacité peut être calculée à partir d'essais en laboratoire. Pour le cas de l'adoucissement rigide comportement, la relation de séparation de traction est uniquement déterminée par :

$$\boldsymbol{\sigma = \sigma_t\left(1-\frac{\delta}{\delta_{IC}}\right)} \quad \textbf{(I. 2)}$$

Où σ_t est la résistance à la traction uniaxiale et δ_{IC} est l'ouverture critique c'est le déplacement auquel σ tombe à zéro. La valeur de δ_{IC} est donnée par l'équation suivante [95]:

$$\mathbf{\delta_{IC} = \frac{2K_{IC}^2(1-\upsilon^2)}{E\sigma_t}} \quad \textbf{(I. 3)}$$

Pour le cas du chargement élastique, les relations constitutives cohésives ont été augmentées et modifiées pour tenir compte de la partie initiale de la courbe, qui est comme suit :

$$\boldsymbol{\sigma = \sigma_t\left(\frac{\delta}{\delta_{el}}\right)} \quad \textbf{(I. 4)}$$

La limite de déformation élastique $\boldsymbol{\delta_{el}}$ est donnée par :

$$\boldsymbol{\delta_{el} = \frac{\sigma_t}{K_n}} \quad \textbf{(I. 5)}$$

Où k_n est la rigidité de la relation de séparation de traction dans le régime de chargement avec des unités de (MPa/m). Dans le régime d'adoucissement post-pic, le constituant cohésif la relation est donnée par :

$$\boldsymbol{\sigma = \sigma_t \left[1 - \frac{(\delta - \delta_{el})}{\delta_{IC} - \delta_{el}}\right]} \quad \textbf{(I. 6)}$$

Afin d'étudier plus avant l'influence de la loi de zone cohésive sur la fracturation, Sarris et Papanastasiou (2011) ont également étudié différentes formes de comportement adoucissant. A cet effet, un adoucissement exponentiel a été utilisé, c'est-à-dire décrit par :

$$\boldsymbol{D^{exponential} = \left\{\frac{1 - e^{-\alpha((\delta - \delta_{IC})/(\delta_{IC} - \delta_{max}))}}{1 - e^{-\alpha}}\right\}} \quad \textbf{(I. 7)}$$

Le paramètre ci-dessus est contrôlé par le coefficient exponentiel α. Une paramétrique étude pour cette variable avec des valeurs de α =1, 2, 3, 4 a été menée. La valeur de l'exposant α donne une mesure de la courbure de l'équation d'adoucissement qui entre dans l'équation de séparation de traction pour donner :

$$\boldsymbol{\sigma = \left(1 - D^{exponential}\right)\sigma_t} \quad \textbf{(I. 8)}$$

La valeur critique du déplacement de l'ouverture de la fissure est déterminée de manière unique de l'éq. (I.8). La représentation graphique du nouveau comportement constitutif pour différentes valeurs d'exposant et le cas d'un adoucissement élastique linéaire. La partie chargement de la loi de comportement cohésive est restée la même (k n 5 1), et la partie adoucissante a été étudiée paramétriquement. Pour l'implémentation numérique du modèle de zone cohésive, les éléments d'interface ments sont employés le long de la direction de propagation. Les éléments d'interface sont des éléments d'interface bidimensionnels, isoparamétriques, à 6 ou 4 nœuds. UN la formulation isoparamétrique cohérente permet la modélisation des surfaces de fissures courbes et fournit un élément compatible avec le déplacement quadratique à 8 nœuds ou éléments finis linéaires à 4 nœuds qui sont utilisés pour discrétiser le domaine

I.5.1.2 Les approches éléments finis étendus (XFEM)[97][98]

I.5.1.2.1 Définition

La méthode des éléments finis étendus (XFEM, Extended Finite Element Method) ou parfois connue sous (GEFM, Generalized Finite Element Method) ou (PUM, Partition of Unity Method) a suscité un des plus vifs intérêts si on se réfère à l'évolution du nombre de publications sur ce sujet depuis son apparition et, à la place qui lui est réservée dans les conférences internationales.

Le concept a été introduit pour tenir compte des problèmes de convergence des éléments finis près d'éventuelles singularités du domaine. Cette méthode utilise la partition de l'unité pour enrichir la base des fonctions de forme afin de représenter un saut du champ de déplacement au niveau des lèvres de la fissure, ainsi que la singularité en fond de fissure. Deux enrichissements sont alors introduits : un enrichissement par une fonction saut qui permet de gérer la discontinuité à au travers les lèvres de la fissure, et, un enrichissement par des fonctions asymptotiques qui permet une représentation fidèle des phénomènes physiques ayant lieu au niveau du fond de fissure. La XFEM présente un avantage sur la modélisation de type CZM ou zone cohésive car la fissure n'est pas forcée à se propager suivant un trajet prédéfini et est libre de se propager dans une région du matériau à l'état massique sans avoir besoin de mailler au niveau des discontinuités ou de remailler à proximité de la fissure. Le champ d'application des XFEM ne cesse de s'élargir, cette approche ayant été utilisée dans des cadres très variés : plaques de Reissner-Mindlin, rupture de coques en 3D, multi-fissuration, zones cohésives, modélisation de trous et de bi-matériaux, formulations incompressibles et grandes transformations, nucléation des fissures, fissuration sous contact, rupture dynamique, plasticité.

I.5.1.2.2 Historique

Le XFEM est une amélioration récente de la méthode des éléments finis (FEM) pour modéliser la croissance des dommages des structures. Il utilise des lois d'endommagement pour la prédiction de rupture qui sont basés sur la résistance apparente des matériaux pour l'initiation des dommages et des déformations pour l'évaluation de la rupture (définie par G_n^c), plutôt que les valeurs de t_n^0/t_s^0 ou δ_n^0/δ_s^0 utilisé pour les CZM. XFEM gagne un avantage sur la modélisation CZM car il n'exige pas que la fissure suive un chemin prédéfini. En fait, les fissures sont autorisées à se développer librement dans une région en vrac d'un matériau sans l'exigence de la maille à épouser la géométrie des discontinuités ni remaillage près de la fissure [99]. Cette méthode est une extension de la modélisation EF, dont les fondamentaux et les fonctionnalités ont été présentés pour la première fois à la fin des années 90 par Belytschko et Black [100].

La XFEM s'appuie sur le concept de partition d'unité et peut être implémenté dans EF traditionnel par l'introduction de fonctions d'enrichissement locales pour le nœud de déplacements à proximité de la fissure pour permettre sa croissance et séparation entre les faces de la fissure [101]. En raison de la croissance des fissures, la pointe de la fissure change continuellement sa position et son orientation en fonction des conditions de chargement et de

la géométrie de la structure, simultanément à la création des fonctions d'enrichissement nécessaires pour les points nodaux des éléments finis autour du chemin/pointe de fissure. Différentes applications de cette technique innovante ont été proposées pour simuler différents problèmes d'ingénierie. Sukumar[102] ont mis à jour la méthode en simulant le dommage en 3D. Modélisation des fissures sécantes à branches multiples, plusieurs trous et fissures émanant de trous ont été abordés par Daux [103]. Le problème de la propagation cohésive des fissures dans les structures en béton a été étudié par Moës et Belytschko[98], considérant la flexion trois points et quatre points spécimens à l'échelle du cisaillement. Des fonctionnalités plus avancées telles que la plasticité, le contact entre les corps et les non-linéarités géométriques, qui montrent une pertinence pour la simulation de la rupture dans les structures, sont déjà disponibles dans la portée de XFEM. L'emploi des enrichissements plastiques dans la modélisation XFEM est accrédité par Elguedj et al [104], qui ont utilisé une nouvelle fonction de base enrichie pour capturer les champs singuliers en mécanique de la rupture élasto-plastique. La modélisation de contact par XFEM a été d'abord introduite par Dolbow et al. (2000) par la suite et après elle a été adaptée au contact frictionnel par Khoei et Nikbakht[105]. Fagerstrom et Larsson[106] ont implémenté des non-linéarités géométriques dans XFEM. Les applications de fatigue pour XFEM ont été proposées très récemment par (Xu and Yuan[107],Sabsabiet al [108]), mais celles-ci n'ont pas encore été appliqué à la rupture fracture en mode mixte de joints collés. En conséquence, seules les applications statiques de XFEM appliquées et collées à des articulations seront prises en compte.

I.5.1.2.3 La Formulation de la méthode étendue des éléments finis

Bien que quelques implémentations statiques de XFEM aient été développées ces dernières années pour des scénarios autres que les joints collés, la formulation générique Abaqus intégré sera décrite dans cette section [109]. La XFEM considère un comportement élastique linéaire initial des matériaux, qui est représenté par une matrice constitutive élastique qui relie les contraintes aux normales et séparations par cisaillement des éléments fissurés. Les dommages et les pannes sont simulés dans XFEM par des critères d'initiation de dommages appropriés et des lois de dommages entre le réel et les nœuds d'un élément fissuré (à détailler plus loin dans cette section). Les critères d'initiation de l'endommagement peuvent reposer sur la contrainte ou déformation principale maximale, tandis que les lois de traction-séparation qui simulent la dégradation du matériau jusqu'à la rupture peuvent être linéaires ou exponentiels. L'initiation des dommages est généralement évaluée moyennement par Abaqus par les contraintes ou

déformations principales maximales, calculées à partir de l'état contrainte/déformation en chaque point d'intégration des éléments finis solides Figure I. 65. L'initiation des endommagements peut être exprimée par la fonction (f) comme suit [109].

$$\mathbf{f} = \left\{\frac{\langle \boldsymbol{\sigma}_\mathbf{n} \rangle}{\boldsymbol{\sigma}_\mathbf{n}^\mathbf{0}}\right\} \qquad \textbf{(I. 9)}$$

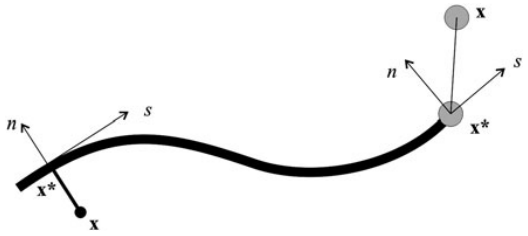


Figure I. 65 : La représentation normale et tangentielle de coordonnées pour une fissure arbitraire (Campilho et al. 2011) [110]

Où $\boldsymbol{\sigma_n}$ se rapporte à la contrainte principale maximale en un point d'intégration et σ_n^0à la résistance du matériau en traction. L'interprétation des parenthèses de Macaulay est identique à celui de (I. 10).

$$\left\{\frac{\langle \boldsymbol{t_n} \rangle}{\boldsymbol{t_n^0}}\right\}^2 + \left\{\frac{\boldsymbol{t_s}}{\boldsymbol{t_s^0}}\right\}^2 = \mathbf{1} \qquad \textbf{(I. 10)}$$

C'est-à-dire qu'il est utilisé pour spécifier qu'un état de contrainte purement compressif ne peut pas provoquer de dommages. En tant qu'extension de la technique FE conventionnelle, la XFEM est basée sur l'intégration des fonctions d'enrichissement dans la formulation FE, qui permet de modéliser le saut de déplacement entre les faces de la fissure qui se produit pendant la propagation d'une fissure. L'expression fondamentale du vecteur de déplacement u, y compris l'enrichissement des déplacements, s'écrit [109] :

$$\boldsymbol{u} = \sum_{\boldsymbol{i=1}}^{\boldsymbol{N}} \boldsymbol{N_i(x)} \left[\boldsymbol{u_i} + \boldsymbol{H(x)a_i} + \sum_{\boldsymbol{\alpha=1}}^{\boldsymbol{4}} \boldsymbol{F_\alpha(x)\, b_i^\alpha}\right] \qquad \textbf{(I. 11)}$$

Ni(x) et u_i se rapportent à la technique FE conventionnelle, correspondant respectivement aux fonctions nodales de forme et vecteur de déplacement nodal liés à la partie continue de la formulation. Le deuxième terme entre parenthèses, H(x)a_i, n'est actif qu' aux nœuds pour

lesquels toute fonction de forme relative est coupée par la fissure et peut être exprimée par le produit du vecteur de degré de liberté enrichi nodal comprenant les nœuds mentionnés, ai, avec la fonction de forme discontinue associée, H(x), à travers les surfaces des fissures [109]

$$\mathbf{H(x)} = \begin{cases} \mathbf{l\ if\ } (\mathbf{X} - \mathbf{X}*)\ \mathbf{n} \geq \mathbf{0} \\ \mathbf{l} \qquad \mathbf{otherwise} \end{cases} \qquad \textbf{(I. 12)}$$

X est un exemple de point d'intégration de Gauss, X* est le point de la fissure le plus proche de x, et n est le vecteur unitaire normal à la fissure en X* (Figure I. 65). Enfin, le troisième terme n'est à considérer qu'aux nœuds dont le support de la fonction de forme est coupé par la pointe de fissure et est donnée par le produit du vecteur de degré de liberté enrichi nodal de cet ensemble de nœuds ; et les fonctions asymptotiques élastiques du fond de fissure associées, Fa(x)[111]. Les Fa(x) ne sont utilisés dans Abaqus que pour des fissures stationnaires, ce qui n'est pas le cas scénario actuel. En présence de propagation des dommages, une approche différente est entreprise, basée sur l'établissement de nœuds qui subdivisent les éléments coupés par une fissure et simuler la séparation entre les sous-éléments nouvellement créés. Par cette approche, les fonctions asymptotiques sont écartées, et seul le saut de déplacement est inclus dans la formulation. La propagation d'une fissure le long d'un chemin arbitraire est rendue possible par l'utilisation de nœuds qui ont initialement exactement les mêmes coordonnées que les nœuds réels et qui sont complètement contraints aux nœuds réels jusqu'à l'initiation des dommages.

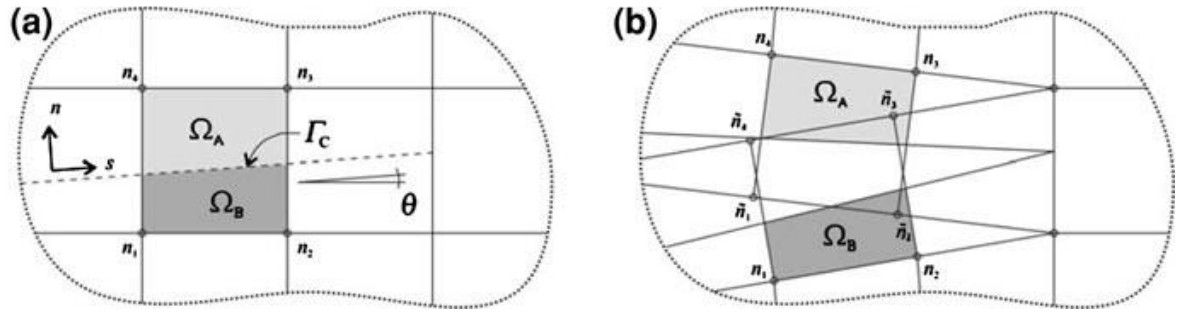


Figure I. 66 : Propagation des dommages dans XFEM en utilisant le concept de nœuds : avant (a) et après partitionnement (b) d'un élément fissuré en sous-éléments. (Campilho et al. 2011d)

Dans la Figure I. 66, l'élément en surbrillance a des nœuds n1–n4. Après avoir été croisé par une fissure à UC, l'élément est partitionné en deux sous-domaines, XA et XB. La discontinuité dans les déplacements est rendue possible en ajoutant des nœuds ($n_1 - n_4$) superposés aux nœuds d'origine.

Lorsqu'un élément se fissure, chacun des deux sous-éléments seront formés de nœuds réels (ceux correspondant aux points fissurés - partie) et les nœuds (ceux qui n'appartiennent plus à la partie respective de l'élément d'origine). Ces deux éléments qui ont un déplacement totalement indépendant, champs remplaçant celui d'origine, constitué des nœuds ñ1, ñ2, n3 et n4 (XA) et n1, n2, ñ3 et ñ4 (XB). À partir de ce point, chaque paire de nœud réel du réseau fissuré élément est autorisé à se séparer selon une loi de cohésion appropriée jusqu'à la rupture. À cette étape, les nœuds réels sont libres de se déplacer sans contrainte, entrainant la propagation croissante des fissures. En termes d'initiation des dommages, Abaqus permet à l'utilisateur de définir les fissures, mais ce n'est pas obligatoire. Quel que soit le choix effectué, Abaqus initie et propage les dommages pendant la simulation dans les régions subissant des contraintes principales et/ou des déformations supérieures aux valeurs limites correspondantes spécifiées dans les lois de séparation. L'initiation/propagation des fissures auront toujours lieu orthogonalement aux contraintes ou déformations principales maximales.

I.5.1.3 Les approches de Technique virtuelle de fermeture de fissure VCCT

I.5.1.3.1 Définition

L'un des modes de défaillance les plus courants pour les structures composites est la défaillance inter laminaire ou la délamination ([112]; [113];[114]; [115]; [116]). Utilisation de la mécanique de rupture comme moyen de caractérisation l'apparition et la croissance de ces délaminations est devenue une pratique courante les trois dernières décennies ([117]; Martin, 1998; [118]). Le taux de libération d'énergie par déformation, G_T; la composante de mode I due à la tension inter laminaire, G_I; le composant de mode II en raison du cisaillement de glissement inter laminaire, G_{II}; et le composant de mode III en raison du cisaillement inter laminaire, il faut calculer le G_{III} pour une géométrie, un système de matériaux et un schéma de chargement donné. Pour prédire le délaminage apparition ou croissance, ces composantes G calculées sont comparées aux mesures inter laminaires propriétés de ténacité, souvent en fonction du rapport de mode mixte G_{II}/G_T. L'échec est attendu lorsque le taux de libération d'énergie total calculé dépasse la ténacité mesurée des fractures inter laminaires Gc. La technique de fermeture virtuelle des fissures (VCCT) ([119]; [120]) est une méthode largement utilisée pour calculer les taux de libération d'énergie en fonction des résultats du continuum bidimensionnel (2D) et solide analyse tridimensionnelle (3D) des éléments finis, ce qui permet le calcul des composants de mode individuels requis lors de l'utilisation du mode mixte, souvent l'application de cette approche fondée sur la mécanique de rupture est appelé « analyse VCCT » pour la distinguer

du type d'interface . Cependant, VCCT calcule les taux de libération d'énergie en mode mixte fondés sur les forces et les déplacements calculés obtenue à partir d'une analyse d'éléments finis.

L'objectif de cette partie est de donner une définition de la technique VCCT, d'historique, et quelques équations. Tout d'abord, nous fournir un bref historique. Deuxièmement, nous discutons des équations pour 2D quadrilatérale éléments ainsi que des solides 3D et des éléments avec des fonctions de forme linéaire. Des modifications nécessaires pour l'utilisation de la méthode avec analyse géométrique non linéaire des éléments finis et corrections requises pour les éléments à la Modélisation numérique de la pointe fissure avec différentes longueurs et largeurs sont également données. Troisièmement, nous discutons de modélisation spécifique et les aspects de mise en œuvre pour les contours courbes du front de délamination, y compris les mailles non conformes au front de délamination, la séparation de mode aux coins pointus, et le rapprochement des fronts de délamination croissante. Les problèmes fissurent ou délaminations se propageant entre différents matériaux (le soi-disant bi-matériau interface) sera également brièvement mentionnée, ainsi qu'une stratégie pour minimiser ces problèmes. Quatrièmement, des critères de fracture à mode mixte seront introduits, avec méthodes d'essai pour obtenir les données de ténacité utilisées dans la délamination quasi statique la propagation et la croissance de la fatigue. Cinquièmement, le développement et l'application exemples de référence pour l'évaluation des capacités de propagation de la délamination quasi-statique et la vérification des analyses seront démontrées. Sixièmement, les méthodes les tendances futures seront introduites lorsque le VCCT est utilisé pour l'analyse de la délamination ramification, migration et délamination/interaction matricielle.

I.5.1.3.2 Historique

Pour les délaminages dans les matériaux composites stratifiés, lorsque le critère de défaillance dépend fortement du rapport de mode mixte et la propagation se produit dans le plan stratifié, le VCCT a été le plus largement utilisé pour calculer les taux de libération d'énergie parce que la séparation en mode fracture est déterminée explicitement. La technique a été utilisé pour les composites pour étudier la délamination des bords peu après son origine publication ([121]; [122][123]). Le journal original date depuis près de quatre décennies maintenant ([119]); cependant, la mise en œuvre de VCCT dans le grand élément fini commercial à usage général les codes n'ont commencé qu'environ 30 ans après l'introduction de la méthode (Abaqus, 2005). Aujourd'hui, la technique est disponible dans une variété de codes commerciaux dans

différentes mises en œuvre [124][125][126][127][128]. La fermeture de fissure modifiée intégrale, comme VCCT est appelé dans la publication originale, est principalement basé sur l'intégrale de fermeture de fissure d'Irwin ([129]; [130]). Irwin suppose que l'énergie nécessaire pour étendre une fissure par un△ est identique au travail Ce concept est illustré à la Figure I. 67 dans le contexte de l'analyse des éléments finis où l'énergie △E libérée lorsqu'une fissure de longueur a (comme le montre la Figure I. 67) est prolongé par un élément de a à a+ △a (Figure I. 67 b) est identique à l'énergie nécessaire pour fermer la fissure entre les emplacements k et i. Le travail △E nécessaire pour fermer cette fissure le long d'un côté de l'élément peut être calculée en multipliant les forces de cisaillement et d'ouverture calculées au point nodal i à son état fermé (Figure I. 67 a) avec les différences respectives de cisaillement et d'ouverture déplacements nodaux au nœud i lorsque la fissure est ouverte (Figure I. 67 b). Cette analyse nécessite deux étapes et est souvent appelée « méthode de fermeture des fissures », « fissure en deux étapes » technique de fermeture » ou « VCCT en deux étapes »[120]. Pour éviter ces deux analyses, Rybicki et Kanninen[119] ont également supposé une croissance de fissures auto similaires de telle sorte qu'une extension de fissure de△a de (nœud i) à a + △a (nœud k) n'est pas significative pour modifier l'état à l'extrémité de la fissure (Figure I. 67). Par conséquent, lorsque l'extrémité de la fissure est située au nœud k, les déplacements derrière l'extrémité de la fissure au nœud i sont approximativement égaux aux déplacements derrière l'extrémité de la fissure au nœud lorsque l'extrémité de la fissure est située au nœud (L). En outre, l'énergie △E libérée lorsque la fissure est prolongée par un a+ de △a à a+2△a est identique à l'énergie nécessaire pour fermer la fissure entre l'emplacement i et k. Ainsi, le travail △E nécessaire pour fermer la fissure le long d'un côté de l'élément peut simplement être calculé en une seule étape en multipliant les forces de cisaillement et d'ouverture au point nodal i et avec le cisaillement et les déplacements d'ouverture correspondants au nœud.

Les détails du calcul du taux de libération d'énergie et de la séparation en une personne Les composants de mode seront abordés dans les sections suivantes.

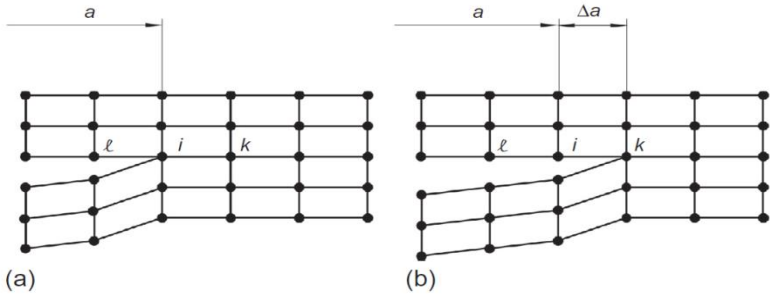


Figure I. 67 : Principe de la croissance d'une fissure auto similaire. (a) Fissure initiale de longueur a et (b) fissure prolongée par un △a.

I.5.1.3.3 Équations pour l'utilisation du VCCT

Dans les paragraphes suivants, les équations sont présentées pour calculer la déformation en mode mixte taux de libération d'énergie à l'aide de modèles d'éléments finis 2D, comme la contrainte plane ou le plan tension. Différentes approches sont également discutées pour les cas où la fissure ou la délamination est modélisé avec des solides 3D. Les détails présentés ici sont limités aux éléments traditionnels avec des fonctions de forme linéaire car ils sont principalement utilisés dans le logiciel d'aujourd'hui. Bien que le papier original par Rybicki et Kanninen[119] soit basé sur des arguments heuristiques, Raju [131] a prouvé la validité des équations dérivées. Équations et dérivations pour les éléments d'ordre supérieur et singulier.

I.5.1.3.3.1 Équations pour les éléments plans bidimensionnels avec quatre nœuds

Les composantes mode I et mode II du taux de libération d'énergie de déformation, G_I et G_{II}, respectivement, sont calculés pour des éléments de contraintes planes ou de déformations planes à quatre nœuds ([119])

$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a} F_{Zi}(W_l - W_{l*}) \quad \textbf{(I. 13)}$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} F_{xi}(u_l - u_{l*}) \quad \textbf{(I. 14)}$$

Où △a est la longueur des éléments au front de fissure et Fzi et Fxi sont les forces à l'extrémité de la fissure (point nodal i), comme montre la Figure I. 68 a. Les déplacements relatifs derrière l'extrémité de la fissure sont calculés à partir des déplacements nodaux à la fissure supérieure face u' et w' (point nodal (L)), et les déplacements nodaux u(L) et w(L) à la face basse de la fissure (point nodal (L)) respectivement. La surface de la fissure △A créée est calculée comme suit : △A= △a.1, où l'on suppose que le modèle bidimensionnel est d'épaisseur unitaire. Pour

les problèmes impliquant de grandes déformations, une analyse géométrique non linéaire peut être requis pour lesquels les forces et les déplacements obtenus dans la coordonnée globale le système doit être transformé en un système de coordonnées locales (x', z') qui à l'extrémité de la fissure, comme le montre la Figure I. 68 b. La transformation est nécessaire pour calculer les taux de libération d'énergie en mode mixte G_I et G_{II}. Le système local de pointe de fissure définit les coordonnées latérales (x', ou mode II) et normales (z', ou mode I) à l'extrémité de la fissure dans la configuration déformée, comme montre la Figure I. 68 a, pour les deux dimensions cas. Le vecteur à travers les nœuds i et k dans la configuration déformée définit la direction locale x', comme le montre la Figure I. 68 b. La direction locale z' est perpendiculaire vers la direction x0 locale. Forces à la ligne de nœud i et déplacements au nœud ligne (L) doit être transformée en système x'–z' local à l'extrémité comme indiqué dans

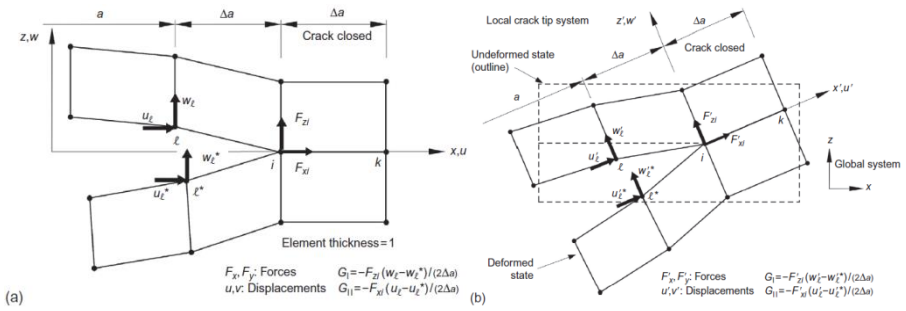


Figure I. 68 : VCCT pour les éléments solides 2D. (a) VCCT pour les éléments solides 2D avec quatre nœuds et (b) VCCT pour l'analyse géométrique non linéaire

Figure I. 68 b. Le taux total de libération d'énergie n'est pas affecté par cette transformation. Les équations permettant de calculer les composantes du taux de libération d'énergie en mode mixte demeurent la même chose qu'auparavant, avec des forces et des déplacements maintenant exprimés dans le système local. Pour l'élément quadrilatéral bidimensionnel avec des fonctions de forme linéaire, cela donne

$$\boldsymbol{G_I = -\frac{1}{2\Delta a} F'_{Zi}(W'_l - W'_{l*})} \quad \textbf{(I. 15)}$$

$$\boldsymbol{G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} F'_{xi}(u'_l - u'_{l*})} \quad \textbf{(I. 16)}$$

I.5.1.3.3.2 Correction pour les éléments de longueurs différentes bout fissuré

Toutes les équations susmentionnées ont été dérivées en supposant que l'élément longueurs a pour l'élément devant et derrière l'extrémité de la fissure sont identiques. Maintien longueur d'élément égale peut ne pas toujours être pratique, en particulier lorsque automatique les générateurs de maillage sont utilisés pour créer des modèles complexes. Dans ce cas, les corrections aux équations précédemment dérivées sont nécessaires. Dans leur document original, Rybicki et Kanninen[119] ont utilisé la singularité 1=√r du champ de contrainte à l'extrémité de la fissure pour dériver les équations corrigées. Une pointe de fissure modélisée avec des finitions 2D éléments de longueur inégale est montré dans la Figure I. 69. Les forces Fzi et Fxi à la fissure pointe (point nodal i) calculé pour une longueur d'élément a2 sont connus à partir du fini analyse des éléments. Cependant, le calcul VCCT nécessite les forces Fxi et Fzi qui correspondent aux déplacements relatifs au nœud ' derrière l'extrémité de la fissure, qui ont a été calculé pour une longueur d'élément △a1.

Le champ de contrainte à l'extrémité de la fissure peut s'exprimer comme suit :

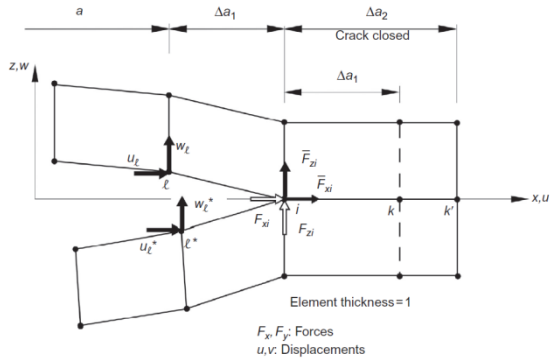


Figure I. 69 : Correction pour les éléments de longueurs différentes devant et derrière l'extrémité de la fissure.

$$\boldsymbol{\sigma(r) = b.\sigma_{\infty}.\frac{1}{\sqrt{r}} = \frac{dF_{xi}}{dA} = \frac{dF_{xi}}{b.dr}} \qquad \textbf{(I. 17)}$$

Où b est la largeur ou l'épaisseur de l'élément, s1 est la contrainte de champ éloigné non perturbée, et s (r) est la contrainte à l'avant de la fissure, qui est une fonction de la distance r de Les forces à l'extrémité de la fissure pour la longueur d'élément △a1 et △a2 sont obtenues par l'intégration

$$\overline{F}_{Xi} = b.\sigma_{\infty}\int_{0}^{\Delta a_1}\frac{dr}{\sqrt{r}} = 2.b.\sigma_{\infty}.\sqrt{\Delta a_1} \quad \textbf{(I. 18)}$$

$$\overline{F}_{Xi} = 2.b.\sigma_{\infty}.\sqrt{\Delta a_2} \quad \textbf{(I. 19)}$$

Une relation entre les forces peut être dérivée qui dépend seulement de la longueur des éléments devant et derrière la pointe de la fissure

$$\overline{F}_{Xi} = F_{xi}.\sqrt{\frac{\Delta a_1}{\Delta 2}} \quad \textbf{(I. 20)}$$

Le calcul de la force d'ouverture de fissure Fzi est fait en conséquence. Avec la relation des forces établies, les forces requises Fxi et forces Fzi et Fxi obtenues à partir de l'analyse des éléments finis, donnant la correction équations pour les composantes du taux de libération d'énergie

$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a}F'_{Zi}(W'_l - W'_{l*})\sqrt{\frac{(\Delta a_1)}{(\Delta a_2)}} \quad \textbf{(I. 21)}$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a}F'_{xi}(W'_l - W'_{l*})\sqrt{\frac{(\Delta a_1)}{(\Delta a_2)}} \quad \textbf{(I. 22)}$$

I.5.1.3.3.3 Formule pour le solide tridimensionnel, plaque, et éléments de coque

Les éléments solides 3D sont illustrés à la Figure I. 70. Les modes I, II et III les composantes du taux de libération d'énergie de la souche, G_I, G_{II} et G_{III} sont calculées comme suit :

$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a}F'_{zLi}(W'_{Ll} - W'_{Ll*}) \quad \textbf{(I. 23)}$$

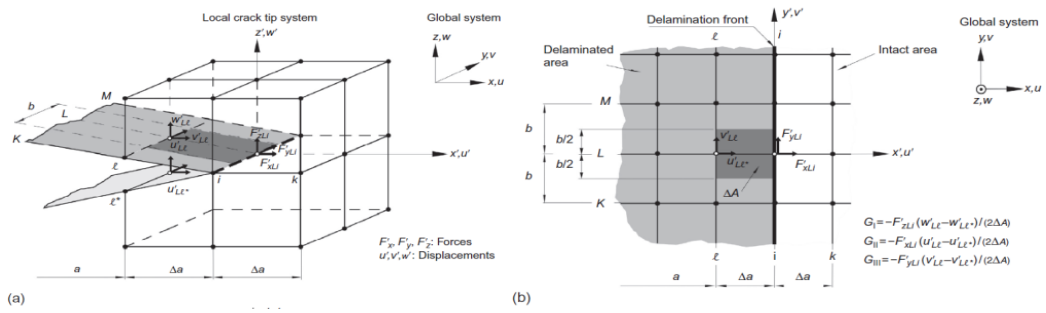


Figure I. 70 : VCCT pour les éléments solides 3D. (a) Vue 3D (les forces de surface inférieures ont été omises a) pour la clarté) et b) la vue de dessus de la surface supérieure (les termes de surface inférieure ont été omis pour la clarté).

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} F'_{xLi}(W'_{Ll} - W'_{Ll*}) \quad \textbf{(I. 24)}$$

$$G_{I} = -\frac{1}{2\Delta a} F'_{yLi}(W'_{Ll} - W'_{Ll*}) \quad \textbf{(I. 25)}$$

Avec △A= △a.b comme le montre la Figure I. 70 b (Shivakumar et al. 1988) [132]. Ici, △A est la zone pratiquement fermée, a est la longueur des éléments au front de délamination, et b est la largeur des éléments. Pour une meilleure identification dans ce et les figures suivantes, les colonnes sont identifiées par des lettres majuscules (L) et les lignes par des lettres minuscules (i, k, L) illustré dans la vue de dessus de la surface supérieure illustrée dans la Figure I. 70 b. Par conséquent, F'_{xLi}, F'_{yLi} et F'_{zLi} indiquent les forces dans le système local au front de délamination en colonne L, ligne i. Les déplacements correspondants derrière la délamination à la ligne de nœud de face supérieure sont notés uL‘0, vL‘0, et wL‘0 à la ligne de nœud de face inférieure l* sont notés u'_{lL}‘ ,v'_{lL}‘ et w'_{lL}‘ comme le montre la Figure I. 70. Toutes les forces et déplacements sont obtenus d’abord à partir de l’analyse des éléments finis par rapport au système global. Les forces et les déplacements sont ensuite transformés par rapport au système local de coordonnées de bout de fissure (x’, y’, z’) qui définit les directions normales et tangentielles de coordonnées au front de délamination dans la configuration déformée, comme discuté précédemment pour les éléments 2D. Des équations pour les éléments d’ordre supérieur, d’autres détails et des références supplémentaires sont fournies dans un document de synthèse (Krueger, 2004) [133]. L’utilisation d’éléments de plaque à quatre nœuds pour calculer le taux total de libération d’énergie de déformation Whitcomb et Shivakumar (1989) [134], qui ont calculé la souche taux de libération d’énergie comme le travail nécessaire pour changer les déformations et les courbures du plan médian dans la partie fissurée de la plaque à l’avant de la fissure de sorte qu’ils sont égaux au plan médian les déformations et les courbures dans la partie non fissurée de la plaque à l’avant de la fissure. Équations pour l’utilisation de VCCT en conjonction avec des éléments de plaques à quatre et neuf nœuds Wang et Raju (1996) [135], où deux techniques pour lier les nœuds au front de délamination (rangée i de la Figure I. 71) a également été abordé. Pour les nœuds du haut et les surfaces inférieures, qui sont jointes à l’extrémité de la fissure, la première méthode appliquée la compatibilité des degrés de liberté de translation et de rotation pour les nœuds avec coordonnées. Dans la deuxième technique, seule la compatibilité des degrés-de-liberté ont été appliquées. La deuxième technique a permis aux nœuds d’avoir des rotations indépendantes. Pour les configurations et les charges

considérées, la deuxième technique semble préférable, donnant des taux de libération d'énergie précis [24]

Les équations pour calculer les composantes du taux de libération d'énergie par déformation à l'élément les nœuds de coin (emplacement Li dans la Figure I. 71) [131] pour cette méthode sont identiques aux équations (I. 23) – (I. 24)(I. 25) pour l'élément solide comportant huit nœuds. Équations pour les éléments d'ordre supérieur, plus de détails, et des références supplémentaires sont dans un document de synthèse antérieur [120]. Les très grands modèles d'éléments finis 3D peuvent nécessiter une modélisation et un calcul approfondis effort. Par conséquent, l'utilisation d'une technique de sous-dimensionnement coquille-solide offre un grand potentiel pour économiser la modélisation et l'effort de calcul .

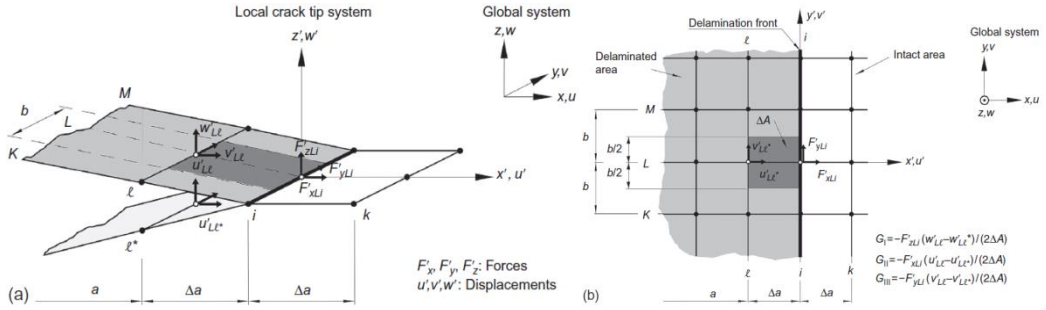


Figure I. 71 : Figure 1.6 VCCT pour les éléments de plaque/coque avec quatre nœuds. (a) Vue 3D (forces de surface inférieures ont été omis pour plus de clarté) et (b) vue de dessus de la surface supérieure (les termes de surface inférieure ont été omis par souci de clarté).

La petite section à proximité du front de délamination doit être modélisée avec de solide éléments [120][118]. Les grandes structures bâties comme le fuselage et les composantes d'ailes sont traditionnellement modélisées et analysées à l'aide d'éléments finis en plaques ou en coquilles pour conserver la modélisation et l'effort de calcul abordable. Souvent, les éléments de faisceau sont utilisés pour représenter les raidisseurs, et des éléments de coquille pour appliquer le VCCT aux cas où le délaminage est situé à une interface entre différents types d'éléments, comme le montrent les Figure I. 72 a et b. Un scénario différent peut être un modèle où les mêmes éléments sont utilisés pour modéliser la fissure ou la délamination, mais les propriétés de section de chaque côté de l'interface sont différentes, comme le montre la Figure I. 72 c et d. Toutefois, les composantes du taux de libération d'énergie par déformation en mode mixte dépendent de nombreuses variables telles que l'ordre des éléments et la déformation par cisaillement hypothèses, contraintes cinématiques dans le voisinage du front de délamination, et la continuité des propriétés du matériau et de la rigidité de la section à proximité du

décollement lorsque des délaminations ou des décollements sont modélisés avec des éléments finis en plaques auquel cas la VCCT doit être utilisée avec précaution. Par exemple, les études d'affinage des mailles ont montré que les G_I, G_{II} et G_{III} calculés ne convergent pas lorsque la structure au-dessus et au-dessous du plan de délamination a été modélisée avec des éléments de tôle avec différentes propriétés de section (épaisseur ou couche) (Glaessgen A comparison of computed mixed-mode strain-energy-release rates obtenus à partir de modèles de plaques avec des valeurs calculées à partir de modèles 3D ont montré des différences dans les résultats près des bords libres de la structure où l'état de contrainte est tridimensionnel .

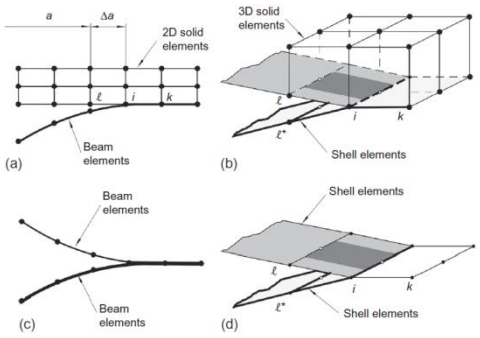


Figure I. 72 : Configurations pour lesquelles une séparation de mode précise pourrait ne pas être obtenue. a) les interfaces entre les éléments solides en faisceau et en 2D; b) les interfaces entre la coque et les éléments solides 3D; (c) les interfaces entre les éléments de faisceau ayant des propriétés de section différentes; d) les interfaces entre les éléments de tôle ou de coque ayant des propriétés de section différentes

Large n'a pas encore atteint un consensus sur une approche ou un ensemble d'approches pour une solution pratique à ce problème. Les nouvelles méthodologies doivent fournir une analyse outils pour déterminer les paramètres de rupture en mode mixte le long d'une forme arbitraire de fissure ou délamination avant situé à une interface de biomatériaux dans un solide 3D modélisé avec toute une combinaison d'éléments. Le problème du taux de libération d'énergie par déformation en mode mixte non calculé composants, cependant, peut être contourné en utilisant des modèles 3D. En outre, 3D des analyses sont nécessaires lorsque des fissures de matrice et des délaminations multiples doivent être modélisées à différentes interfaces de plis.

I.5.1.3.3.4 Correction d'éléments de différentes largeurs le long du front de délamination

Les équations des paragraphes précédents ont été dérivées en supposant que la délamination à l'avant est droite et que les largeurs de l'élément b restent constantes le long de l'avant. Le Maillage des contours de délamination avant de forme arbitraire causera, cependant, élément

longueur a et largeur b pour varier le long du front. Par conséquent, la représentation d'une délamination dans une plaque/coque ou un modèle d'élément fini solide 3D nécessite également une correction pour tenir compte des différences de largeurs d'éléments b sur le devant. Pour les composants modélisés avec des éléments de type plaque/coque à quatre nœuds ou une brique solide à huit nœuds éléments, la correction est simple, comme le montre la Figure I. 73.

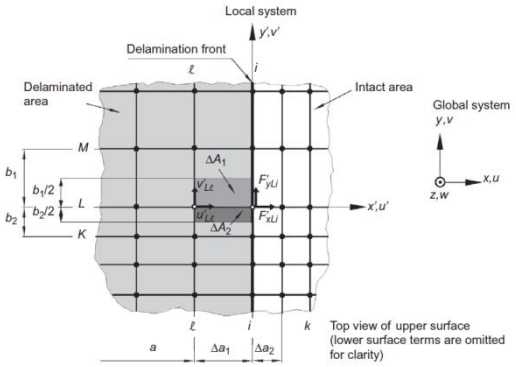


Figure I. 73 : VCCT pour éléments pleins de différentes largeurs le long de la façade..

Une variation de la seule longueur de l'élément a, donne des équations équivalentes au cas 2D précédemment discuté. La variation supplémentaire de la largeur de l'élément, b, nécessite la séparation calcul des surfaces des éléments contributifs A1=1/2. △ a2.b1 et A2=1/2. △ a2.b2, comme le montre la Figure I. 73, donnant les équations corrigées pour les composantes du taux de libération d'énergie.

$$G_I = -\frac{1}{2}\frac{1}{\Delta A_1 + \Delta A_2}.F'_{ZLi}(W'_{Ll} - W'_{Ll*})\sqrt{\left(\frac{\Delta a_1}{\Delta a_2}\right)} \quad \textbf{(I. 26)}$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2}\frac{1}{\Delta A_1 + \Delta A_2}.F'_{XLi}(U'_{Ll} - U'_{Ll*})\sqrt{\left(\frac{\Delta a_1}{\Delta a_2}\right)} \quad \textbf{(I. 27)}$$

$$G_{III} = -\frac{1}{2}\frac{1}{\Delta A_1 + \Delta A_2}.F'_{YLi}(V'_{Ll} - V'_{Ll*})\sqrt{\left(\frac{\Delta a_1}{\Delta a_2}\right)} \quad \textbf{(I. 28)}$$

I.6 Conclusion

Les principaux résultats des travaux menés sur les réparations par patchs 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 il 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.

I.7 Références

[1] A. A. Baker, « Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites—an overview of Australian work », Compos. Struct., vol. 2, nº 2, p. 153-181, janv. 1984, doi: 10.1016/0263-8223(84)90025-4.

[2] R. Jones et R. J. Callinan, « A crack opening displacement approach to crack patching », Eng. Fract. Mech., vol. 13, nº 4, p. 801-806, janv. 1980, doi: 10.1016/0013-7944(80)90011-9.

[3] A. Baker et Jones, Bonded Repair of Aircraft Structures. Springer Science & Business Media, 1988.

[4] A. Baker et R. Jones Ac, Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure. 2002. doi: 10.1016/B978-008042699-0/50003-6.

[5] M. Bowles, The "Apollo" of Aeronautics: NASA's Aircraft Energy Efficiency Program, 1973-1987. 2009. Consulté le: 3 septembre 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://www.academia.edu/4674078/The_Apollo_of_Aeronautics_NASAs_Aircraft_Energy_Efficiency_Program_1973_1987

[6] J. S. Jones et S. R. Graves, « Repair Techniques for Celion/LARC-160 Graphite/Polyimide Composite Structures. », ROCKWELL INTERNATIONAL DOWNEY CA SPACE TRANSPORTATION SYSTEMS DIV, juin 1984. Consulté le: 3 septembre 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA305211

[7] M. Tavakkolizadeh et H. Saadatmanesh, « Fatigue Strength of Steel Girders Strengthened with Carbon Fiber Reinforced Polymer Patch », J. Struct. Eng., vol. 129, nº 2, p. 186-196, févr. 2003, doi: 10.1061/(ASCE)0733-9445(2003)129:2(186).

[8] K. K. L. So, M. M. S. Cheung, et E. X. Q. Zhang, « Life-Cycle Management Strategy on Steel Girders in Bridges », Adv. Civ. Eng., vol. 2012, p. 1-14, 2012, doi: 10.1155/2012/643543.

[9] B. G. Falzon, « Impact damage and repair of composite structures », Aeronaut. J., vol. 113, nº 1145, p. 431-445, juill. 2009, doi: 10.1017/S0001924000003109.

[10] E. Paroissien, « Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés) - Application aux jonctions aéronautiques », p. 288, 2006.

[11] R. Zitoune et F. Collombet, « Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 38, nº 3, p. 858-866, mars 2007, doi: 10.1016/j.compositesa.2006.07.009.

[12] M. Hautier, « Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique », phdthesis, Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2010. Consulté le: 13 août 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00550139

[13] X. Zhang, X. He, F. Gu, et A. Ball, « Self-piercing riveting of aluminium–lithium alloy sheet materials », J. Mater. Process. Technol., vol. 268, p. 192-200, juin 2019, doi: 10.1016/j.jmatprotec.2019.01.019.

[14] G. Gohorianu, « Interactions entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/epoxy », These de doctorat, Toulouse 3, 2008. Consulté le: 13 août 2022. [En ligne]. Disponible sur: http://www.theses.fr/2008TOU30046

[15] L. Frédéric, « Introduction générale sur les matériaux composites », 2012. https://docplayer.fr/3898342-Introduction-generale-sur-les-materiaux-composites-frederic-laurin.html (consulté le 13 août 2022).

[16] S. Budhe, M. D. Banea, et S. de Barros, « Bonded repair of composite structures in aerospace application: a review on environmental issues », Appl. Adhes. Sci., vol. 6, nº 1, p. 3, août 2018, doi: 10.1186/s40563-018-0104-5.

[17] H. Bendemra, P. Compston, et P. J. Crothers, « Optimisation study of tapered scarf and stepped-lap joints in composite repair patches », Compos. Struct., vol. Complete, nº 130, p. 1-8, 2015, doi: 10.1016/j.compstruct.2015.04.016.

[18] T. D. Breitzman, E. V. Iarve, B. M. Cook, G. A. Schoeppner, et R. P. Lipton, « Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 40, nº 12, p. 1921-1930, déc. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2009.04.033.

[19] S. R. M. Coelho, P. N. B. Reis, J. a. M. Ferreira, et A. M. Pereira, « Effects of external patch configuration on repaired composite laminates subjected to multi-impacts », in Composite Structures, Elsevier, 2017. doi: 10.1016/j.compstruct.2017.02.069.

[20] X.-J. Gong, P. Cheng, S. Aivazzadeh, et X. Xiao, « Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures », Compos. Struct., vol. 123, p. 292-300, mai 2015, doi: 10.1016/j.compstruct.2014.12.048.

[21] J. J. Andrew et V. Arumugam, « Effect of patch hybridization on the tensile behavior of patch repaired glass/epoxy composite laminates using acoustic emission monitoring », Int. J. Adhes. Adhes., vol. C, nº 74, p. 155-166, 2017, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2017.01.014.

[22] J. Jefferson Andrew, S. M. Srinivasan, et A. Arockiarajan, « The role of adhesively bonded super hybrid external patches on the impact and post-impact response of repaired glass/epoxy composite laminates », Compos. Struct., vol. 184, p. 848-859, janv. 2018, doi: 10.1016/j.compstruct.2017.10.070.

[23] Bin Liu, Fei Xu, Wei Feng, Rui Yan, et Wei Xie, « Experiment and design methods of composite scarf repair for primary-load bearing structures », Composites, vol. 88, p. 27-38, 2016, doi: 10.1016/j.compositesa.2016.05.011.

[24] C. H. Wang et A. J. Gunnion, « On the design methodology of scarf repairs to composite laminates », Compos. Sci. Technol., vol. 68, nº 1, p. 35-46, janv. 2008, doi: 10.1016/j.compscitech.2007.05.045.

[25] C. H. Wang et A. J. Gunnion, « Optimum shapes of scarf repairs », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 40, nº 9, p. 1407-1418, sept. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2009.02.009.

[26] K. Katnam, L. F. M. Silva, et T. Young, « Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities », Prog. Aerosp. Sci., vol. 61, p. 26-42, août 2013, doi: 10.1016/j.paerosci.2013.03.003.

[27] E. Madenci, A. Barut, et I. Guven, « Stress analysis of bonded patch and scarf repairs in composite structures », in Composite Joints and Connections, P. Camanho et L. Tong, Éd.,

in Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering. Woodhead Publishing, 2011, p. 463-483. doi: 10.1533/9780857094926.2.463.

[28] A. Baker, « Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure », Compos. Struct., vol. 47, nº 1, p. 431-443, déc. 1999, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00011-8.

[29] T. F. Christian, D. O. Hammond, et J. B. Cochran, « Composite material repairs to metallic airframe components », J. Aircr., vol. 29, nº 3, p. 470-476, 1992, doi: 10.2514/3.46185.

[30] W. Zhou, X. Ji, S. Yang, J. Liu, et L. Ma, « Review on the performance improvements and non-destructive testing of patches repaired composites », Compos. Struct., vol. 263, p. 113659, mai 2021, doi: 10.1016/j.compstruct.2021.113659.

[31] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, et M. Ratwani, « Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/epoxy composite patch », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 29, nº 3, p. 225-233, avr. 2009, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2008.05.004.

[32] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, S. Cohendouz, et M. Ratwani, « Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities », Comput. Mater. Sci., vol. 48, nº 1, p. 83-93, mars 2010, doi: 10.1016/j.commatsci.2009.12.005.

[33] K. Turan et G. Örçen, « Failure analysis of adhesive-patch-repaired edge-notched composite plates », J. Adhes., vol. 93, nº 4, p. 328-341, mars 2017, doi: 10.1080/00218464.2015.1116984.

[34] S. M. R. Khalili, R. Ghadjar, M. Sadeghinia, et R. K. Mittal, « An experimental study on the Charpy impact response of cracked aluminum plates repaired with GFRP or CFRP composite patches », Compos. Struct., vol. 89, nº 2, p. 270-274, juin 2009, doi: 10.1016/j.compstruct.2008.07.032.

[35] M. Ramji, R. Srilakshmi, et M. Bhanu Prakash, « Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM », Compos. Part B Eng., vol. 45, nº 1, p. 710-720, févr. 2013, doi: 10.1016/j.compositesb.2012.07.049.

[36] H. M. El-Emam, H. A. Salim, et H. E.-D. M. Sallam, « Composite Patch Configuration and Prestraining Effect on Crack Tip Deformation and Plastic Zone for Inclined Cracks », J. Compos. Constr., vol. 20, nº 4, p. 04016002, août 2016, doi: 10.1061/(ASCE)CC.1943-5614.0000655.

[37] M. R. Ayatollahi et R. Hashemi, « Mixed mode fracture in an inclined center crack repaired by composite patching », Compos. Struct., vol. 81, nº 2, p. 264-273, 2007.

[38] M. R. Ayatollahi et R. Hashemi, « Computation of stress intensity factors (KI, KII) and T-stress for cracks reinforced by composite patching », Compos. Struct., vol. 78, nº 4, p. 602-609, juin 2007, doi: 10.1016/j.compstruct.2005.11.024.

[39] M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, A. Megueni, et K. Kaddouri, « Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis », Compos. Struct., vol. 65, nº 1, p. 47-53, juill. 2004, doi: 10.1016/j.compstruct.2003.10.005.

[40] A. Makwana, A. A. Shaikh, A. K. Bakare, et C. Saikrishna, « 3D Numerical Investigation of Aluminum 2024-T3 Plate Repaired with Asymmetric and Symmetric

Composite Patch », Mater. Today Proc., vol. 5, nº 11, p. 23638-23647, 2018, doi: 10.1016/j.matpr.2018.10.153.

[41] « The Project Gutenberg eBook of Jane's All The World's Aircraft 1913, Edited by Fred T. Jane ». https://www.gutenberg.org/files/34815/34815-h/34815-h.htm (consulté le 18 novembre 2022).

[42] M. A. Hansen, « Mechanical Behavior of Cracked Panels Repaired with Bonded Composite Patch », p. 114.

[43] A. Albedah, B. B. Bouiadjra, R. Mhamdia, F. Benyahia, et M. Es-Saheb, « Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape », Mater. Des., vol. 32, nº 2, p. 996-1000, févr. 2011, doi: 10.1016/j.matdes.2010.08.022.

[44] N. Kaddouri, K. Madani, L. Rezgani, M. Mokhtari, et X. Feaugas, « Analysis of the effect of modifying the thickness of a damaged and repaired plate by composite patch on the J-Integral; effect of bonding defects », J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng., vol. 42, nº 8, p. 426, août 2020, doi: 10.1007/s40430-020-02515-y.

[45] A. Mahadesh Kumar et S. A. Hakeem, « Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet », Compos. Struct., vol. 49, nº 3, p. 285-292, juill. 2000, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00005-2.

[46] S. M. FEKIH, « Optimisation des paramètres géométriques et mécaniques des patches en composites pour la réparation des structures fissurées », 2007.

[47] A. Benzaama et al., « Using XFEM Techniques to Predict the Damage of aluminum 2024T3 notched under tensile load », Frat. Ed Integrità Strutt., vol. 13, nº 50, p. 184-193, août 2019, doi: 10.3221/IGF-ESIS.50.16.

[48] M. Rachid, B. Serier, B. Bachir Bouiadjra, et M. Belhouari, « Numerical analysis of the patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures », Compos. Part B Eng., vol. 43, nº 2, p. 391-397, mars 2012, doi: 10.1016/j.compositesb.2011.08.047.

[49] N. Deghoul, E. H., Z. Sereir, A. Chateauneuf, et S. Amziane, « Effect of temperature on the probability and cost analysis of mixed-mode fatigue crack propagation in patched aluminium plate », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 94, p. 53-63, oct. 2019, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2019.05.004.

[50] M. Kashfuddoja et M. Ramji, « Design of optimum patch shape and size for bonded repair on damaged Carbon fibre reinforced polymer panels », Mater. Des. 1980-2015, vol. 54, p. 174-183, févr. 2014, doi: 10.1016/j.matdes.2013.08.043.

[51] D. Ouinas, R. Zenasni, et M. Sahnoun, « Effet de la forme géométrique du patch sur la réduction du FIC en mode I », Journ. D'Etudes Natl. Mécanique JENM, 2011.

[52] V. Sabelkin, S. Mall, et J. B. Avram, « Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch », Eng. Fract. Mech., vol. 73, nº 11, p. 1553-1567, juill. 2006, doi: 10.1016/j.engfracmech.2006.01.029.

[53] Y. Xiong et D. Raizenne, « Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints », BoltedBonded Jt. Polym. Compos., 1996.

[54] B. Horn, J. Neumayer, et K. Drechsler, « Influence of patch length and thickness on strength and stiffness of patched laminates », J. Compos. Mater., vol. 52, nº 16, p. 2199-2212, juill. 2018, doi: 10.1177/0021998317740413.

[55] S. M. A. Khan et M. Essaheb, « Effect of Patch Thickness on the Repair Performance of Bonded Composite Repair in Cracked Aluminum Plate », Mater. Today Proc., vol. 4, nº 8, p. 9020-9028, janv. 2017, doi: 10.1016/j.matpr.2017.07.255.

[56] A. H. Makwana et A. A. Shaikh, « Towards hybridization of composite patch in repair of cracked Aluminum panel: Numerical and experimental study », Int. J. Struct. Integr., vol. 10, nº 6, p. 868-887, déc. 2019, doi: 10.1108/IJSI-03-2019-0015.

[57] X. Liu, J. Wu, J. Xi, et Z. Yu, « Bonded Repair Optimization of Cracked Aluminum Alloy Plate by Microwave Cured Carbon-Aramid Fiber/Epoxy Sandwich Composite Patch », Materials, vol. 12, nº 10, p. 1655, mai 2019, doi: 10.3390/ma12101655.

[58] I. Grabovac et D. Whittaker, « Application of bonded composites in the repair of ships structures – A 15-year service experience », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 40, nº 9, p. 1381-1398, sept. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2008.11.006.

[59] T. D. Breitzman, E. V. Iarve, B. M. Cook, G. A. Schoeppner, et R. P. Lipton, « Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 40, nº 12, p. 1921-1930, déc. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2009.04.033.

[60] M. Ridha, V. B. C. Tan, et T. E. Tay, « Traction–separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel », Compos. Struct., vol. 93, nº 4, p. 1239-1245, mars 2011, doi: 10.1016/j.compstruct.2010.10.015.

[61] L. Errouane, Z. Sereir, A. Chateauneuf, et L. m Bennegadi, « 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 », mars 2015, Consulté le: 13 janvier 2022. [En ligne]. Disponible sur: http://archives.univ-biskra.dz:80/handle/123456789/5518

[62] P. Foulc et J. Alcorta, « DURABILITE DES ASSEMBLAGES PAR COLLES : ETAT DE L'ART. (Module Ma5) », Entret. Toulouse Rencontres Aérospatiale, p. 58, 2008.

[63] N. Kaddouri, M. Kouider, M. B. Amine, et X. Feaugas, « Analysis of the presence of bonding defects on the fracture behavior of a damaged plate repaired by composite patch », Frat. Ed Integrità Strutt., vol. 13, nº 49, Art. nº 49, juin 2019, doi: 10.3221/IGF-ESIS49.33.

[64] F. Heidarpour, M. Farahani, et P. Ghabezi, « Experimental investigation of the effects of adhesive defects on the single lap joint strength », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 80, p. 128-132, janv. 2018, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2017.08.005.

[65] M. Elhannani, K. Madani, E. Legrand, S. Touzain, et X. Feaugas, « 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; Part 1 », Aerosp. Sci. Technol., vol. 62, p. 122-135, mars 2017, doi: 10.1016/j.ast.2016.11.024.

[66] M. Elhannani, K. Madani, Z. Chama, E. Legrand, S. Touzain, et X. Feaugas, « Influence of the presence of defects on the adhesive layer for the single-lap bonded joint—Part II: Probabilistic assessment of the critical state », Aerosp. Sci. Technol., vol. 63, p. 372-386, avr. 2017, doi: 10.1016/j.ast.2016.12.020.

[67] W. Feng, F. Xu, J. Yuan, Y. Zang, et X. Zhang, « Focusing on in-service repair to composite laminates of different thicknesses via scarf-repaired method », Compos. Struct., vol. 207, p. 826-835, janv. 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2018.09.096.

[68] L. Rezgani et al., « Hygrothermal ageing effect of ADEKIT A140 adhesive on the J-integral of a plate repaired by composite patch », J. Adhes. Sci. Technol., vol. 32, nº 13, p. 1393-1409, juill. 2018, doi: 10.1080/01694243.2017.1415790.

[69] L. Rezgani, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, K. Madani, B. Serier, et X. Feaugas, « Effect of composite hygrothermal aging on the SIF variation in bonded composite repair of aircraft structures », J. Reinf. Plast. Compos., vol. 29, nº 24, p. 3631-3636, déc. 2010, doi: 10.1177/0731684410378544.

[70] S. Jana et W. H. Zhong, « Effects of Hygrothermal Conditions and UV Radiation on UHMWPE Fibers/Nanofiber—Epoxy Composites », J. Compos. Mater., vol. 41, nº 24, p. 2897-2914, déc. 2007, doi: 10.1177/0021998307082182.

[71] J. Tatar et S. Milev, « Durability of Externally Bonded Fiber-Reinforced Polymer Composites in Concrete Structures: A Critical Review », Polymers, vol. 13, nº 5, p. 765, févr. 2021, doi: 10.3390/polym13050765.

[72] L. Rezgani, K. Madani, X. Feaugas, S. Touzain, S. Cohendoz, et J. Valette, « Influence of water ingress onto the crack propagation rate in a AA2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch », Aerosp. Sci. Technol., vol. 55, p. 359-365, août 2016, doi: 10.1016/j.ast.2016.06.010.

[73] Konstantinos N. Anyfantis, « Analysis and Design of Composite-to-Metal Adhesively Bonded Joints », 2012.

[74] G. Cavallini, G. Davi, et A. Milazzo, « Boundary element modeling and analysis of adhesive bonded structural joints », Electron. J. Bound. Elem., vol. 4, nº 1, 2007, Consulté le: 12 octobre 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://www.academia.edu/76810686/Boundary_element_modeling_and_analysis_of_adhesive_bonded_structural_joints

[75] L. F. M. da Silva, A. Öchsner, et R. D. Adams, Handbook of Adhesion Technology. Springer Berlin Heidelberg, 2011.

[76] L. F. M. da Silva et R. D. S. G. Campilho, « Advances in Numerical Modelling of Adhesive Joints », in Advances in Numerical Modeling of Adhesive Joints, L. F. M. da Silva et R. D. S. G. Campilho, Éd., in SpringerBriefs in Applied Sciences and Technology. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012, p. 1-93. doi: 10.1007/978-3-642-23608-2_1.

[77] J. A. Harris et R. A. Adams, « Strength prediction of bonded single lap joints by non-linear finite element methods », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 4, nº 2, p. 65-78, avr. 1984, doi: 10.1016/0143-7496(84)90103-9.

[78] Q. D. Yang, M. D. Thouless, et S. M. Ward, « Elastic–plastic mode-II fracture of adhesive joints », Int. J. Solids Struct., vol. 38, nº 18, p. 3251-3262, mai 2001, doi: 10.1016/S0020-7683(00)00221-3.

[79] A. Turon, J. Costa, P. Camanho, et C. Dávila, « Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 38, p. 2270-2282, nov. 2007, doi: 10.1016/j.compositesa.2006.11.009.

[80] N. Chandra, H. Li, C. Shet, et H. Ghonem, « Some issues in the application of cohesive zone models for metal–ceramic interfaces », Int. J. Solids Struct., vol. 39, nº 10, p. 2827-2855, mai 2002, doi: 10.1016/S0020-7683(02)00149-X.

[81] S. Song, G. Paulino, et W. Buttlar, « A bilinear cohesive zone model tailored for fracture of asphalt concrete considering viscoelastic bulk material », Eng. Fract. Mech., vol. 73, p. 2829-2848, déc. 2006, doi: 10.1016/j.engfracmech.2006.04.030.

[82] M. S. Kafkalidis et M. D. Thouless, « The effects of geometry and material properties on the fracture of single lap-shear joints », Int. J. Solids Struct., vol. 39, nº 17, p. 4367-4383, août 2002, doi: 10.1016/S0020-7683(02)00344-X.

[83] G. I. Barenblatt, « The Mathematical Theory of Equilibrium Cracks in Brittle Fracture », in Advances in Applied Mechanics, Elsevier, 1962, p. 55-129. doi: 10.1016/S0065-2156(08)70121-2.

[84] D. S. Dugdale, « Yielding of steel sheets containing slits », J. Mech. Phys. Solids, vol. 8, nº 2, p. 100-104, mai 1960, doi: 10.1016/0022-5096(60)90013-2.

[85] A. Needleman, « An analysis of tensile decohesion along an interface », J. Mech. Phys. Solids, vol. 38, nº 3, p. 289-324, janv. 1990, doi: 10.1016/0022-5096(90)90001-K.

[86] A. Needleman, « A Continuum Model for Void Nucleation by Inclusion Debonding », J. Appl. Mech., vol. 54, nº 3, p. 525-531, sept. 1987, doi: 10.1115/1.3173064.

[87] X.-P. Xu et A. Needleman, « Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids », J. Mech. Phys. Solids, vol. 42, nº 9, p. 1397-1434, sept. 1994, doi: 10.1016/0022-5096(94)90003-5.

[88] V. Tvergaard et J. W. Hutchinson, « The relation between crack growth resistance and fracture process parameters in elastic-plastic solids », J. Mech. Phys. Solids, vol. 40, nº 6, p. 1377-1397, août 1992, doi: 10.1016/0022-5096(92)90020-3.

[89] G. T. Camacho et M. Ortiz, « Computational modelling of impact damage in brittle materials », Int. J. Solids Struct., vol. 33, nº 20-22, p. 2899-2938, août 1996, doi: 10.1016/0020-7683(95)00255-3.

[90] J. R. Rice et J.-S. Wang, « Embrittlement of interfaces by solute segregation », Mater. Sci. Eng. A, vol. 107, p. 23-40, janv. 1989, doi: 10.1016/0921-5093(89)90372-9.

[91] V. Tvergaard, « Effect of fibre debonding in a whisker-reinforced metal », Mater. Sci. Eng. A, vol. 125, nº 2, p. 203-213, juin 1990, doi: 10.1016/0921-5093(90)90170-8.

[92] P. H. Geubelle et J. S. Baylor, « Impact-induced delamination of composites: a 2D simulation », Compos. Part B Eng., vol. 29, nº 5, p. 589-602, sept. 1998, doi: 10.1016/S1359-8368(98)00013-4.

[93] P. Papanastasiou, « The effective fracture toughness in hydraulic fracturing », p. 22.

[94] E. Sarris et P. Papanastasiou, « The influence of the cohesive process zone in hydraulic fracturing modelling », Int. J. Fract., vol. 167, nº 1, p. 33-45, janv. 2011, doi: 10.1007/s10704-010-9515-4.

[95] M. F. Kanninen, C. H. Popelar, et A. J. McEvily, « Advanced Fracture Mechanics », J. Eng. Mater. Technol., vol. 108, nº 2, p. 199-199, avr. 1986, doi: 10.1115/1.3225862.

[96] J. R. Rice, « A Path Independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentration by Notches and Cracks », J. Appl. Mech., vol. 35, nº 2, p. 379-386, juin 1968, doi: 10.1115/1.3601206.

[97] N. Sukumar, D. L. Chopp, N. Moes, et T. Belytschko, « Modeling holes and inclusions by level sets in the extended finite-element method », Comput. Methods Appl. Mech. Eng., vol. 190, p. 6183-6200, sept. 2001, doi: 10.1016/S0045-7825(01)00215-8.

[98] N. Moës et T. Belytschko, « Extended finite element method for cohesive crack growth », Eng. Fract. Mech., vol. 69, nº 7, p. 813-833, mai 2002, doi: 10.1016/S0013-7944(01)00128-X.

[99] S. Mohammadi, Extended Finite Element Method: for Fracture Analysis of Structures. John Wiley & Sons, 2008.

[100] T. Belytschko et T. Black, « Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing », Int. J. Numer. Methods Eng., vol. 45, nº 5, p. 601-620, juin 1999, doi: 10.1002/(SICI)1097-0207(19990620)45:5<601::AID-NME598>3.0.CO;2-S.

[101] N. Moes, J. Dolbow, et T. Belytschko, « A Finite Element Method for Crack Growth without Remeshing », Int. J. Numer. Methods Eng., vol. 46, p. 131-150, sept. 1999, doi: 10.1002/(SICI)1097-0207(19990910)46:13.0.CO;2-J.

[102] N. Sukumar, N. Moës, B. Moran, et T. Belytschko, « Extended finite element method for cohesive crack growth », Int. J. Numer. Methods Eng., vol. 48, nº 11, p. 1549-1570, 2000, doi: 10.1002/1097-0207(20000820)48:11<1549::AID-NME955>3.0.CO;2-A.

[103] C. Daux, N. Moes, J. Dolbow, N. Sukumar, et T. Belytschko, « Arbitrary branched and intersecting cracks with the eXtended Finite Element Method », Int. J. Numer. Methods Eng., vol. 48, p. 1741-1760, août 2000, doi: 10.1002/1097-0207(20000830)48:12<1741::AID-NME956>3.0.CO;2-L.

[104] T. Elguedj, A. Gravouil, et A. Combescure, « Appropriate extended functions for X-FEM simulation of plastic fracture mechanics », Comput. Methods Appl. Mech. Eng., vol. 195, nº 7, p. 501-515, janv. 2006, doi: 10.1016/j.cma.2005.02.007.

[105] A. R. Khoei et M. Nikbakht, « Contact friction modeling with the extended finite lement method (X-FEM) », J. Mater. Process. Technol., vol. 177, p. 58-62, juill. 2006, doi: 10.1016/j.jmatprotec.2006.03.185.

[106] M. Fagerström et R. Larsson, « Theory and numerics for finite deformation fracture modeling using strong discontinuities », Int. J. Numer. Methods Eng., vol. 66, p. 911-948, mai 2006, doi: 10.1002/nme.1573.

[107] Y. Xu et H. Yuan, « Computational analysis of mixed-mode fatigue crack growth in quasi-brittle materials using extended finite element methods », Eng. Fract. Mech., vol. 76, p. 165-181, janv. 2009, doi: 10.1016/j.engfracmech.2008.08.011.

[108] M. Sabsabi, E. Giner, et F. J. Fuenmayor, « Experimental fatigue testing of a fretting complete contact and numerical life correlation using X-FEM », Int. J. Fatigue, vol. 33, nº 6, p. 811-822, juin 2011, doi: 10.1016/j.ijfatigue.2010.12.012.

[109] « Documentation Abaqus, 2009 ».

[110] R. D. S. G. Campilho, M. D. Banea, A. M. G. Pinto, L. F. M. da Silva, et A. M. P. de Jesus, « Strength prediction of single- and double-lap joints by standard and extended finite element modelling », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 31, nº 5, p. 363-372, juill. 2011, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2010.09.008.

[111] N. Sukumar et J.-H. Prévost, « Modeling quasi-static crack growth with the extended finite element method Part I: Computer implementation », Int. J. Solids Struct., vol. 40, nº 26, p. 7513-7537, déc. 2003, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2003.08.002.

[112] A. C. Garg, « Delamination—a damage mode in composite structures », Eng. Fract. Mech., vol. 29, nº 5, p. 557-584, janv. 1988, doi: 10.1016/0013-7944(88)90181-6.

[113] V. V. Bolotin, « Delaminations in composite structures: Its origin, buckling, growth and stability », Compos. Part B Eng., vol. 27, nº 2, p. 129-145, janv. 1996, doi: 10.1016/1359-8368(95)00035-6.

[114] N. J. Pagano et G. A. Schoeppner, « Delamination of Polymer Matrix Composites: Problems and Assessment », Elsevier, 2000, p. 433-528. doi: 10.1016/B0-08-042993-9/00073-5.

[115] T. Tay, « Characterization and analysis of delamination fracture in composites: An overview of developments from 1990 to 2001 », Appl. Mech. Rev., vol. 56, nº 1, p. 1-32, janv. 2003, doi: 10.1115/1.1504848.

[116] M. R. Wisnom, « The role of delamination in failure of fibre-reinforced composites », Philos. Trans. R. Soc. Math. Phys. Eng. Sci., vol. 370, nº 1965, p. 1850-1870, avr. 2012, doi: 10.1098/rsta.2011.0441.

[117] « Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate. » Consulté le: 22 janvier 2023. [En ligne]. Disponible sur: https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA303920

[118] I. S. Raju et T. K. O'Brien, « Fracture mechanics concepts, stress fields, strain energy release rates, delamination initiation and growth criteria », Elsevier, 2008, p. 3-27. doi: 10.1533/9781845694821.1.3.

[119] E. F. Rybicki et M. F. Kanninen, « A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral », Eng. Fract. Mech., vol. 9, nº 4, p. 931-938, janv. 1977, doi: 10.1016/0013-7944(77)90013-3.

[120] R. Krueger, « Virtual crack closure technique: History, approach, and applications », Appl. Mech. Rev., vol. 57, nº 2, p. 109-143, avr. 2004, doi: 10.1115/1.1595677.

[121] E. F. Rybicki, D. W. Schmueser, et J. Fox, « An Energy Release Rate Approach For Stable Crack Growth in the Free-Edge Delamination Problem », J. Compos. Mater., vol. 11, nº 4, p. 470-487, oct. 1977, doi: 10.1177/002199837701100409.

[122] R. Jones, J. Paul, T. E. Tay, et J. F. Williams, « Assessment of the effect of impact damage in composites: Some problems and answers », Theor. Appl. Fract. Mech., vol. 9, nº 2, p. 83-95, avr. 1988, doi: 10.1016/0167-8442(88)90021-3.

[123] K. Reifsnider, Damage in Composite Materials. ASTM International, 1982.

[124] « Ansys, 2014. Ansys Structural Analysis, R15.0. Ansys, Inc., Canonsburg, PA. »

[125] « Abaqus, 2014a. 10.7 Modeling discontinuities as an enriched feature using the extended finite element method. In: Abaqus/Standard 6.14 User's Manual. Dassault Syste`mes Simulia Corporation, Providence, RI, USA. »

[126] A. P. Pernebekova et B. A. Ahbergenovich, « Information Security and the Theory of Unfaithful Information », J. Inf. Secur., vol. 06, nº 04, p. 265-272, 2015, doi: 10.4236/jis.2015.64026.

[127] « MSC Nastran 2013.1 Dynamic Analysis User's Guide ». https://simcompanion.hexagon.com/customers/s/article/msc-nastran-2013-1-dynamic-analysis-user-s-guide--doc10444 (consulté le 27 janvier 2023).

[128] P. Yarrington, C. Collier, et B. Bednarcyk, « Failure Analysis of Adhesively Bonded Composite Joints via the Virtual Crack Closure Technique », in 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials

Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. doi: 10.2514/6.2006-1962.

[129] K. W. Meissner, « Handbuch der Physik. vol. 28, Spectroscopy II. S. Flügge, Ed. Springer, Berlin, 1957. vi + 448 pp. Illus. DM. 98. », Science, vol. 127, nº 3290, p. 151-152, janv. 1958, doi: 10.1126/science.127.3290.151.c.

[130] D. Broek, The Practical Use of Fracture Mechanics. Springer Science & Business Media, 2012.

[131] I. S. Raju, « Calculation of strain-energy release rates with higher order and singular finite elements », Eng. Fract. Mech., vol. 28, nº 3, p. 251-274, janv. 1987, doi: 10.1016/0013-7944(87)90220-7.

[132] K. N. Shivakumar, P. W. Tan, et J. C. Newman, « A virtual crack-closure technique for calculating stress intensity factors for cracked three dimensional bodies », Int. J. Fract., vol. 36, mars 1988, Consulté le: 26 août 2023. [En ligne]. Disponible sur: https://ntrs.nasa.gov/citations/19880047773

[133] R. Krueger, « Virtual crack closure technique: History, approach, and applications », Appl. Mech. Rev., vol. 57, nº 2, p. 109-143, avr. 2004, doi: 10.1115/1.1595677.

[134] J. D. Whitcomb et K. N. Shivakumar, « Strain-Energy Release Rate Analysis of Plates with Postbuckled Delaminations », J. Compos. Mater., vol. 23, nº 7, p. 714-734, juill. 1989, doi: 10.1177/002199838902300705.

[135] J. T. Wang et I. S. Raju, « Strain energy release rate formulae for skin-stiffener debond modeled with plate elements », Eng. Fract. Mech., vol. 54, nº 2, p. 211-228, mai 1996, doi: 10.1016/0013-7944(95)00088-7.

Chapitre II :

Utilisation des deux techniques XFEM et CZM pour l'analyse de la résistance des plaques réparées

II.1 Introduction

La réparation des structures métalliques présentant des dommages tels que des fissures, des entailles ou des impacts par des patchs composites collés est classiquement utilisée dans l'aéronautique et prend également de plus en plus d'importance dans plusieurs secteurs industriels et même dans le génie civil. Les recherches disponibles visent à prolonger la durée de vie de la structure sans la remplacer. Récemment, avec le développement des adhésifs structuraux et de la nouvelle technologie des matériaux composites, il y a eu un développement important dans la réparation des zones endommagées par collage de patchs composites [1]. Le procédé de réparation de patchs composites est un domaine très intéressant car il offre une efficacité et une durabilité dans restauration de la résistance de la structure endommagée [2]. Ce procédé de réparation est fréquemment utilisé pour réparer des métaux, des composites ou encore des matériaux sandwich [3]. Les matériaux composites avancés présentent de nombreux avantages qui en font des renforts idéaux pour réparer les structures aéronautiques métalliques fissurées afin d'améliorer leur durée de vie. Ces matériaux composites présentent une bonne alternative économique et mécanique pour renforcer les structures endommagées et sont préférables aux patchs métalliques.

En raison de ces caractéristiques, les patchs composites permettent une meilleure capacité à absorber les contraintes au niveau de la zone endommagée, ce qui améliore la résistance de la structure et la durée de vie en retardant la croissance des fissures en transférant les charges de la plaque fissurée au patch composite, de sorte qu'aucune croissance de fissure ne puisse avoir lieu dans cette région. Généralement, deux types de réparations sont disponibles, à savoir simple face (asymétrique) et double face (symétrique) qui est plus efficace pour réduire les concentrations de contraintes au niveau de la zone endommagée, réduire le facteur d'intensité de contrainte (FIC) et assurer une longue durée de vie de la structure [4][5]. Depuis l'introduction de cette technique, les chercheurs ont tenté d'optimiser la forme, les dimensions, la nature du patch composite, la séquence d'empilement et les caractéristiques de l'adhésif pour améliorer le transfert de charge de la zone de concentration de contraintes vers le patch. Ces paramètres influencent la performance et la qualité de la réparation[6][7][8][9][10].

Divers auteurs ont montré que les performances de réparation sont principalement influencées par le patch et les propriétés adhésives[11][12][13][14][15]. Outre les études expérimentales menées sur l'amélioration de la résistance des plaques d'aluminium endommagées réparées avec

des patchs composites, des études numériques utilisant la méthode des éléments finis (FEM) se distinguent également[16]. Madani et al [17] ont analysé expérimentalement le comportement en traction de plaques d'aluminium en présence d'une entaille centrale de forme variable réparée par un patch composite de type carbone/époxy avec 14 couches de différentes orientations de fibres. Les auteurs ont appliqué à la fois des patchs simples et doubles, montrant que la présence du patch composite améliore considérablement la résistance de la plaque endommagée. Dans l'analyse de Hosseini et al[15], les patchs en composite verre/époxy se sont également révélés par une analyse numérique l'efficacité de la réparation des plaques d'aluminium, montrant une bonne amélioration de la durée de vie en fatigue de la structure réparée[18][19][20]. L'orientation des fibres du patch influence également la qualité de la réparation, et le drapage doit être optimisé pour fournir un transfert de charge optimal[21][22]. Dans les travaux de Kaman et Cetisli[23], il a été constaté que le changement d'angle d'orientation des fibres dans un patch composite affecte de manière significative le SIF. Belhoucine et Madani [24] ont analysé numériquement le comportement en rupture d'une plaque aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par collage d'un patch carbone/époxy. Les auteurs ont mis en évidence la réduction des contraintes au bord du patch en créant un chanfrein à angle variable sur le patch composite. Les effets de la longueur de la fissure, la séquence d'empilement et de la nature du patch ont également été étudiés. Il a été démontré qu'un patch composite assure une bonne durabilité de la réparation si le drapage est correctement conçu. Dans les travaux de N. Kaddouri et al [25], la performance d'un patch carbone/époxy a été évaluée pour réparer une plaque endommagée en tenant compte de la présence d'un défaut de collage. Les auteurs ont pu montrer par une analyse numérique que le patch était efficace dans le transfert de contrainte de la zone endommagée en diminuant la valeur de l'intégrale J. Plusieurs auteurs ont étudié la forme du patch. Ramji et al [9] ont analysé l'effet de la forme d'un seul patch carbone/époxy appliqué sur une plaque d'aluminium en présence d'une fissure inclinée à l'aide du FEM. Les auteurs ont considéré plusieurs formes de patch, à savoir circulaire, rectangulaire, carré, ellipse et octogone. Il a été constaté que la forme octogonale du patch offre la meilleure réduction SIF. L'effet de forme de patch a également été abordé par Kumar et Hakeem[10], qui ont effectué une analyse numérique sur la forme optimale du patch en cas de réparation symétrique d'une structure avec une fissure centrale. La plupart des auteurs[26][27][2][28]recommandent des formes rectangulaires ou carrées pour une efficacité maximale. Les auteurs ont montré la variation du SIF à travers l'épaisseur du panneau en supposant un front de fissure droit. En conséquence, il a été conclu que la performance de la réparation dépend fortement de la méthode de collage

(avant assemblage) entre la structure et les patchs de réparation[29][30][31][32]. De nombreuses défaillances des joints adhésifs patch-métal sont liées à des concentrations de contraintes dans l'adhésif dues à l'existence d'une zone de transfert de contraintes progressive du substrat vers le patch. L'analyse des distributions de contraintes et le calcul du SIF pour différentes formes d'entailles sont donc d'un intérêt récent. Dans la plupart des cas de réparation de défauts géométriques dans des structures aéronautiques, le processus de collage peut ne pas être fiable. En fait, il a été démontré que les performances des composants endommagés et réparés dans l'industrie aérospatiale varient considérablement [33]. Il a été constaté que la plupart des défaillances se produisent en raison d'un défaut d'adhérence en raison de procédures de préparation de surface inefficaces. La mauvaise qualité du collage dans la communauté aérospatiale a conduit à la mauvaise performance des réparations collées, même lorsque celles-ci sont effectuées conformément aux manuels de réparation structurelle aéronautique [5][33].

Pour l'évaluation de ces réparations, il convient de noter que les essais expérimentaux sont difficiles à mettre en œuvre, nécessitent du matériel et des équipements de laboratoire, prennent du temps, sont coûteux et nécessitent un haut niveau d'expertise. Par conséquent, la simulation du comportement du patch et des composants défectueux après réparation peut aider les concepteurs et les ingénieurs à optimiser leurs conceptions. Avec le développement de nouvelles techniques telles que XFEM (eXtended Finite Element Method) et VCCT (Virtual Crack Closure Technique) pour modéliser la fissuration continue des plaques endommagées réparées et non réparées, et d'autres telles que CZM (Cohesive Zone Models), pour simuler le décollement, la modélisation structurelle est devenue un outil d'analyse pertinent. Ces techniques permettent facilement de simuler le comportement de l'adhésive et des composants défectueux après réparation. Talebi et Abedian[34]ont analysé expérimentalement le comportement à la rupture d'une structure réparée par modélisation FEM à l'aide d'ABAQUS. Les auteurs ont modélisé la croissance des fissures par le XFEM pour modéliser l'endommagement progressif dans le panneau. D'autre part, le CZM a été utilisé pour modéliser l'endommagement progressif de l'adhésif. Les résultats de simulation obtenus à différentes étapes ont été vérifiés avec les résultats expérimentaux existants et ont montré un bon accord. Aggelopoulos et al [35] ont analysé le décollement d'un patch composite collé sur une plaque d'acier endommagée et non endommagée. Le FEM a été utilisé pour estimer le taux de libération d'énergie de déformation (G). Le décollement a été modélisé comme une fissure située à l'interface entre l'acier et l'adhésif. Les auteurs ont montré l'effet bénéfique d'un patch collé sur

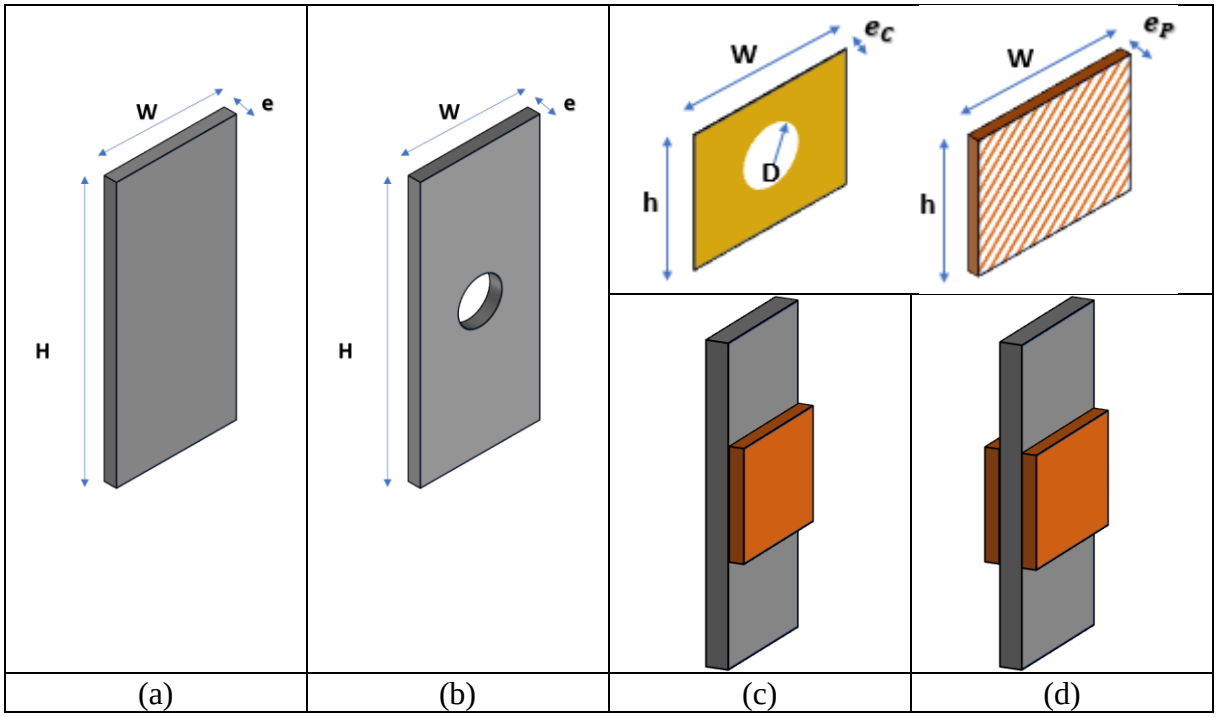
un élément en acier fissuré en considérant l'existence de défauts dans le patch de réparation causés par le décollement du patch et le décollement au niveau de la fissure. L'évolution progressive de l'endommagement des stratifiés sous chargement compressif contenant un trou circulaire a également été étudiée expérimentalement[35][36][37]. L'endommagement d'une structure réparée par le collage par patch commence par une fissuration de la couche adhésive accompagnée d'un décollement de l'adhésif conduisant à la séparation patch/plaque. Le décollement varie en fonction des paramètres de réparation (forme, nature des fibres et séquence d'empilement du patch, ainsi que du type d'adhésif). Des recherches récentes concernant le décollement adhésif dans les structures endommagées et réparées montrent, grâce à des analyses de comportement mécanique et/ou de défaillance, que le taux de transfert de charge de la zone endommagée au patch est réduit en présence de décollement adhésif, ce qui affectera la résistance globale de la structure réparée. La prédiction des dommages adhésifs est donc très importante pour la conception de la réparation. Récemment, en utilisant les techniques XFEM et CZM, il est devenu plus facile et plus efficace de modéliser décollement dans une structure réparée. da Silva et Campilho [38] ont confirmé que le CZM est fiable pour l'analyse du décollement adhésif dans une structure réparée. Zarinzadeh et al [39] ont pu valider les résultats de leurs essais expérimentaux par modélisation numérique d'une structure tubulaire endommagée réparée par ragréage composite.

L'objectif de ce chapitre est de présenté par une analyse, par la méthode des éléments finis, du comportement mécanique d'une plaque d'aluminium 2024-T3 réparée par un simple patch composite de type carbone/époxy. La validation de modèles numériques avec des courbes expérimentales contrainte-déformation est présentée à l'aide du XFEM technique pour l'endommagement des plaques et CZM pour le décollement des patchs. Les deux techniques se sont révélées efficaces dans l'analyse des structures réparées par patch composite. L'effet de la réparation par patch simple et double, la forme du patch, la taille de l'entaille et le type d'adhésif ont été mis en évidence.

II.2 Modèle Géométrique

Un modèle tridimensionnel est choisi pour analyser numérique, aux dimensions 140mm de longueur, une largeur de 50mm et d'épaisseur 2mm (Figure II. 1(a),Tableau II. 1). Cette plaque possède un trou central de 20 mm de diamètre (entaille centrale) (Figure II. 1(b)). La plaque est renforcée par un patch composite de type carbone/époxy de dimensions 50mm × 50mm × 1,77mm (Figure II. 1(c) et Figure II. 1(d)). Le collage entre le patch composite et la plaque

d'aluminium 2024-T3 est réalisé par Adhésif Adekit A-140, en considérant une épaisseur théoriquement optimale de 0,2 mm. Deux types de réparations ont été pris en considération à patch simple et double. Le modèle géométrique présenté dans ce travail est tiré de l'analyse de Madani et al [40].



(a) (b) (c) (d)

Figure II. 1 : Présentation de la structure réparée et non par patch simple et double.

Les dimensions des différents substrats sont montrées dans le tableau II-1.

Tableau II. 1 : Dimensions des différents substrats.

Plaque aluminium	colle	Patch composite
H = 140 mm W = 50 mm e = 2 mm D = 20 mm	W = 50 mm h = 50 mm e_c= 0.2 mm	W = 50 mm h = 50 mm e_p= 1.77 mm

II.3 Présentation des matériaux

Une propriété mécanique est une propriété caractéristique d'un matériau qui décrit son comportement lorsqu'il est soumis à une ou plusieurs contraintes mécaniques. La connaissance des propriétés mécaniques des matériaux est essentielle à la conception et à la fabrication d'objets techniques.

II.3.1 Alliage d'aluminium 2024-T3

L'élément aluminium a été découvert en 1825. C'est l'élément métallique le plus présent à la surface de la terre. En tonnage, la production d'aluminium ne représente que 2 % environ de celle des aciers. Cependant, ce métal (et ses alliages) arrive en seconde position lorsque l'on parle de l'utilisation des matériaux métalliques. L'aluminium doit cette place à un ensemble de propriétés qui en font un matériau remarquable. Sa masse volumique de 2,7 $g.cm^{-3}$ en fait un matériau léger et de ce fait très intéressant, notamment pour des applications dans le secteur de l'aéronautique. Néanmoins, l'utilisation de l'aluminium pur reste limitée en raison de ses propriétés mécaniques médiocres.

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.

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. 2. 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).

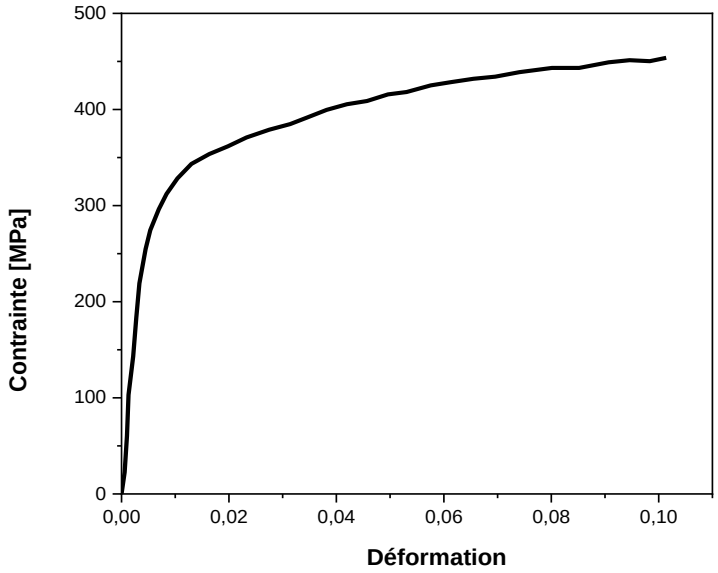


Figure II. 2 : Courbe Contrainte / Déformation Plaque Aluminium 2024-T3 (courbe expérimentale) [40].

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. 2.

Tableau II. 2 : Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-T3 [40].

Module de Young (E)	70000 [MPa]
Contrainte à la rupture R_m	452 [MPa]
Limite d'élasticité $R_{0.2}$	230 [MPa]
Coefficient de poisson (υ)	0.3
Module de cisaillement (G)	26000 [MPa]
Allongement (A%)	2.4

II.3.2 Adhésif Adekit A-140

L'adhésif utilisé est la colle époxydique bi-composant structural ADEKIT A140 de la société AXSON à base de résine époxyde 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 A-140 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 composée de 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 [1].

II.3.2.1 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 [2].

Dureté	ISO 868-85	Shore D1/D15	80/70
Résistance en traction	ISO 527-96	MPA	30
Allongement à la rupture	ISO 527-96	%	2
Température de transition vitreuse	TMA-METTLER	°C	70
Coefficient de dilatation linéaire (CTE)	TMA-METTLER	10^-6K^-1 $10^{-6}\ K^{-1}$	70
Température de service		°C	-40 ; +100

Tableau II. 3: Propriétés mécaniques et thermiques de l'adhésif [1].

Durée pour obtenir 1 MPa RTC à25°C	ISO 4587 : 2003	H	4h30
Durée pour obtenir 50% RTC finale à25°C	ISO 4587 : 2003	H	20h
RTC (1) sur aluminium (2)	ISO 4587 : 2003	MPa	21RC (3)
Résistance au pelage galet mobile (2)	ISO 4587 : 1997	KN/m	5RC (3)
RTC après cataplasme humide 15 jours à 80°C	ISO 4587 : 2003	MPa	20 RC

Tableau II. 4 : Propriétés mécaniques de l'assemblage [2].

(1) RTC : résistance en traction cisaillement sur aluminium 2017A décapé sulfochromique

(2) Conditions de réticulation : 8 h à 80°C + 48 h à température ambiante

(3) Selon la norme ISO 10365, RC = Rupture cohésive [2]

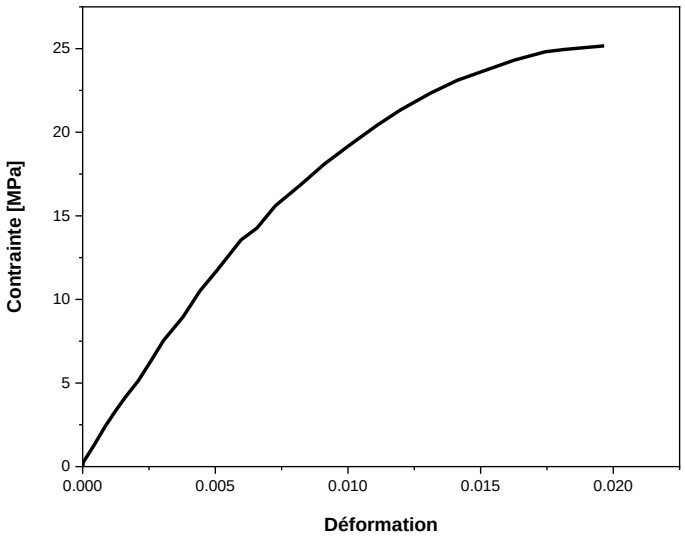


Figure II. 3: Courbe de traction de l'adhésive Adekit A140 [40].

II.3.2.2 La caractérisation de l'interface adhésive :

Dans cette partie, les tests DCB et ENF ont été réalisés pour caractériser l'interface entre l'adhésif et les substrats.

A. Essais DCB

L'essai le plus utilisé et le plus simple à réaliser pour la caractérisation de la résistance au délaminage en mode I est l'essai sur éprouvette DCB. L'éprouvette est pré-fissurée à l'aide d'un film mince sur une longueur notée a0. Cette longueur est calculée entre la pointe de la fissure et le point d'application de la charge. L'éprouvette DCB est fixée à l'extrémité inférieure et est soumise à un chargement quasi-statique (vitesse de déplacement constante) à l'extrémité supérieure. Le mode I est aussi appelé mode d'ouverture (Figure II. 4). On note b la largeur de l'éprouvette étudiée, P la réaction de l'éprouvette au point de chargement, ou u le déplacement imposé, h l'épaisseur de l'adhérant et ha l'épaisseur de la couche adhésive. Les essais de rupture en mode I ont été effectués en utilisant la procédure normalisée de l'essai DCB. L'épaisseur de substrats choisis est de 3mm conçu pour rester dans le domaine élastique tout au long du processus de chargement et ils sont reliés par une couche d'adhésif mince plane. L'épaisseur du joint d'adhésif est garantie par des cales d'une épaisseur de 0.2mm, placées entre les substrats [17]. Une pré-fissure (a0) d'une longueur de 40mm est réalisée en positionnant un film antiadhésif au bord du joint (Figure II. 4).

Les dimensions de l'éprouvette DCB sont présentées dans le Tableau II. 5.

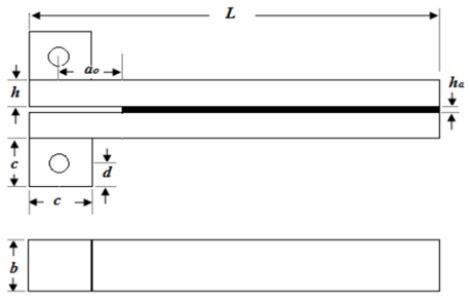


Figure II. 4: Dimensions de l'éprouvette DCB.

Dimensions	*Valeur (mm)*
L	***130***
a_0	***40***
b	***25***
h	***3***
c	***20***
d	***8***
ha	***0.2***

Tableau II. 5 : Les dimensions de l'éprouvette DCB

B. Essais ENF

La mise en place d'un essai sur éprouvette ENF ainsi que la géométrie sont reportées sur la Figure II. 5. Les pré-fissures sont réalisées, comme pour les éprouvettes DCB, à l'aide d'un film en Téflon d'épaisseur 0.2mm, inséré à l'interface adhérent/adhésif avant la procédure de collage. L'éprouvette repose sur ses deux extrémités et est soumise à un déplacement imposé au milieu avec une vitesse constante de 0.1mm/min.

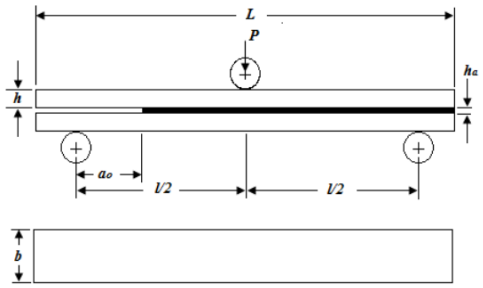


Figure II. 5: Géométrie de l'éprouvette ENF.

Dimensions	*Valeur (mm)*
L	***210***
l	***160***
h	***3***
a_0	***40***
b	***25***
ha	***0.2***

Tableau II. 6 : Dimension de l'éprouvette ENF.

Le paramètre le plus important pour réaliser un essai ENF est le rapport a_0/l. C'est ce dernier qui introduit la condition de stabilité de l'essai. Cette étude paramétrique a pour but de démontrer expérimentalement la condition de stabilité de la propagation de fissure. Les géométries des différentes éprouvettes utilisées sont présentées dans le Tableau II. 6.

Les tests DCB et ENF ont été réalisés pour déterminer respectivement les énergies critiques G_{Ic} et G_{IIc}. Les données recueillies de l'adhésif sont résumées dans le Tableau II. 7.

Tableau II. 7 : Propriétés de l'adhésif 'ADEKIT A140'.

Module d'élasticité (Young's) E	2600 (MPa)
Taux de restitution d'énergie en mode I G_{Ic}	0.5 (KJ/m^2)
Taux de restitution d'énergie en mode II G_{IIc}	2.41 (KJ/m^2)
Force de traction Cohésive T_n	35.9 (MPa)
Force de cisaillement Cohésive T_s	30.9 (MPa)
Poisson coefficient	0.35

II.3.3 Patch composite

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 miscibles, 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 [41]. 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 [42]. 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 .

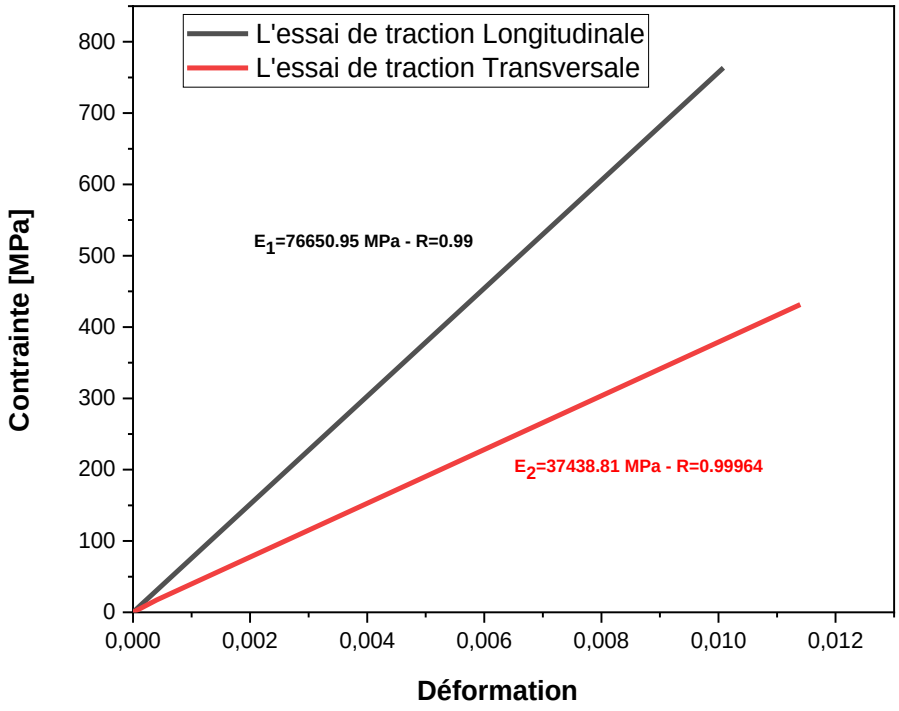


Figure II. 6: Modules d'Young longitudinal et transversal du composite carbone/époxy. **[40]**

D'autres paramètres sont nécessaires pour le calcul numérique. Ainsi, les propriétés de la fibre de carbone et de la matrice époxy ont été utilisées dans le code Cadec [43] pour déterminer les autres caractéristiques du patch composite (Tableau II. 8).

Tableau II. 8 : Propriétés mécaniques de la fibre, matrice et du composite selon la direction de la fibre 0° [40].

Fibre carbon	Matrix Epoxy	Composite (experimentales)	Composite cadec
E_1 = 235 GPa E_2 = 12.9 GPa E_3 = 12.9 GPa G_{12} = 8.05 GPa G_{13} = 8.05 GPa G_{23}= 8.05 GPa υ_{12} = 0.27 υ_{13} = 0.27 υ_{23}= 0.33	E_1 = 3.7 GPa G_{12} = 1.38 GPa υ_{12} = 0.33	E_1 = 76.65095 GPa E_2 = 37.43881 GPa	$E_X = E_L$ = 74.80 GPa $E_Y = E_T$ = 37.6 GPa $G_{XY}= G_{12}$= 16.95 GPa $\upsilon_{XY}= \upsilon_{12}$ = 0.37

Les modules d'Young E_1 et E_2 du calcul d'homogénéisation présentent des valeurs proches de celles de l'expérimental, avec une erreur de 2,41 % pour le module d'Young longitudinal et de 0,43 % pour le module d'Young transversal.

II.4 Conditions aux limites

Pour simuler le serrage des plaques dans la machine d'essai, une longueur de plaque de 140 mm a été considérée, et ses deux bords ont été fixés dans les pinces de la machine sur une longueur de 20 mm (Figure II. 7.a). On a supposé que les déplacements transversaux à la longueur de serrage sont zéro, comme le montre la Figure II. 7.b.

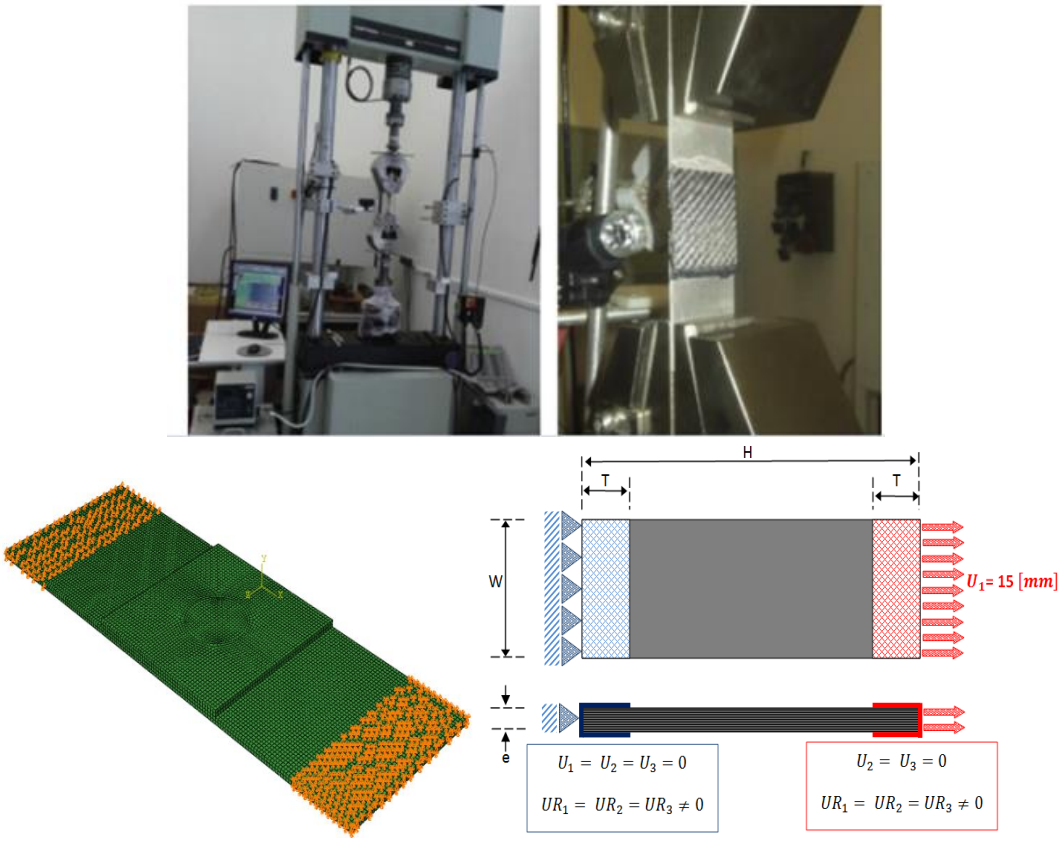


Figure II. 7: Conditions aux limites de la plaque a) dans les conditions d'essai réelles et b) dans le modèle numérique.

II.5 Maillage

La structure a été modélisée par des éléments solides tridimensionnels à huit nœuds (C3D8R) pour la plaque d'aluminium et le patch composite. Pour l'interface entre le patch et la plaque, des éléments cohésifs ont été choisis pour simuler l'adhésif ADEKIT A-140, en utilisant la technique de partage de nœuds communs entre éléments solides. CZM est utilisé pour modéliser le comportement d'un joint de surface depuis son comportement linéaire jusqu'à l'initiation et la propagation des dommages jusqu'à la rupture finale en une seule analyse. Ainsi, les éléments cohésifs sont contrôlés par une loi standard d'endommagement d'interface. CZM simule l'endommagement macroscopique le long des éléments cohésifs en appliquant des lois de

traction-séparation entre les nœuds (Figure II. 8), de sorte que la séparation totale des nœuds et la croissance des fissures sont atteintes après dégradation complète des éléments. Les éléments cohésifs nécessitent la connaissance de la rigidité dans trois directions : la direction normale et les deux directions de cisaillement. La rigidité est calculée à partir des données de matériau E, G_I, G_{II} et de l'épaisseur de la couche adhésive.

A cet effet, on considère les paramètres K_{nn}, K_{ss}, K_{tt}, définis par le rapport de E, G_I, G_{II}, respectivement, et h_{eff} (longueur efficace, égale à l'épaisseur de colle).

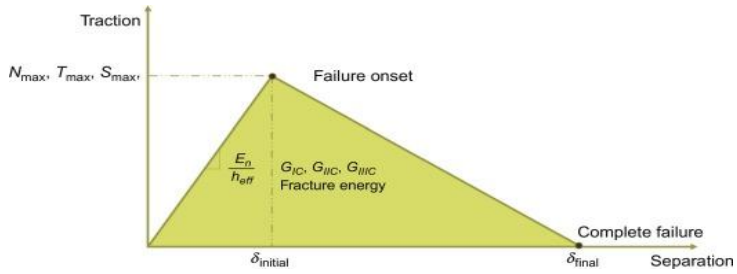


Figure II. 8: Courbe de séparation de traction.

Dans la courbe traction-séparation illustrée à laFigure II. 8, la charge augmente linéairement jusqu'à ce qu'elle atteigne un maximum, puis elle chute linéairement pour atteindre une séparation complète. Cette séparation est quantifiée par l'énergie dissipée lors de l'essai, qui correspond à l'aire sous cette courbe.

Dans le présent travail, une couche d'éléments solides communs aux faces des éléments sélectionnés d'un maillage existant a été créée, comme le montre la figure 6. Cette technique de maillage permet aux éléments sélectionnés d'avoir une épaisseur nulle. Les éléments cohésifs COH3D8 sont placés uniquement sur les nœuds communs définis dans une interface commune entre plaque et patch, vers lesquels se propage le décollement, comme le montre la Figure II. 9. L'épaisseur constitutive initiale des éléments cohésifs est supposée nulle et est calculée sur la base sur les coordonnées nodales.

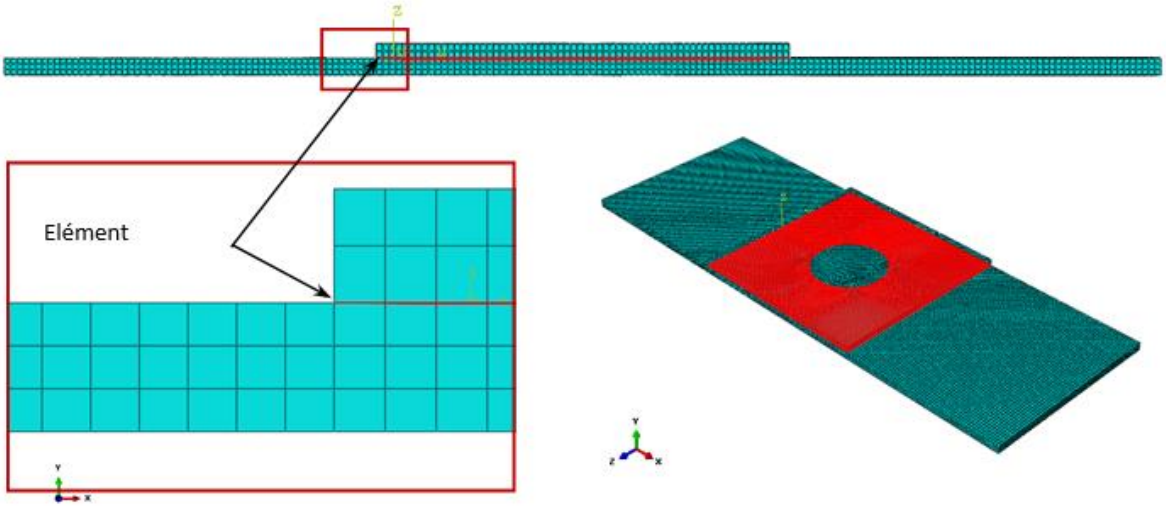


Figure II. 9: Représentation de l'élément équivalent de l'adhésif dans une plaque réparée par un patch composite.

Un élément équivalent a été modélisé pour l'endommagement ductile à la rupture de la surface d'assemblage. L'un des problèmes majeurs de ce modèle est qu'une distance minimale doit être introduite entre la plaque et le patch composite, comme le montre la Figure II. 9. Ainsi, cette distance doit être minimisée pour se rapprocher le plus possible du cas réel. En effet, les modèles actuellement utilisés étant basés sur des éléments cohésifs, on peut définir le critère d'amorçage de l'endommagement donné par la fonction quadratique des rapports entre la contrainte nominale et la contrainte maximale. Cette loi est appelée Quads (critère de contrainte quadratique) et elle est donnée par l'expression suivante :

$$\left(\frac{\sigma_n}{N}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 = 1 \qquad \textbf{(II. 1)}$$

$\sigma_n, \sigma_t, \sigma_s$ sont la contrainte de traction dans la direction normale n et les contraintes de cisaillement dans les directions s et t, respectivement, et N, T, S sont leurs valeurs critiques. Entre les critères disponibles pour l'initiation de l'endommagement, deux catégories principales peuvent être défini : basé sur la contrainte ou la déformation. Selon des études antérieures [20], les critères basés sur la déformation peuvent s'appuyer sur des déformations maximales ou quadratiques, mais ces critères ne parviennent pas à capturer le comportement réel des couches adhésives par une large marge et ne doivent pas être pris en compte. D'autre part, les critères basés sur les contraintes, qui peuvent relever soit des contraintes quadratiques (utilisées dans ce travail) soit des contraintes maximales, fournissent une bonne représentation similaire de l'initiation des fissures dans l'adhésif, conduisant à des résultats précis. La loi d'évolution de l'endommagement décrit la forme de la loi traction-séparation après l'initiation de

l'endommagement. La croissance des dommages est déterminée par des concepts énergétiques, à savoir l'énergie de fracture, G_c, qui a été entrée dans les modèles. La loi de puissance a été choisie dans les simulations pour faire face à la mixité modale inhérente à l'analyse. Le critère de la loi de puissance considère que chaque direction a sa propre énergie de défaillance. Cette hypothèse a été faite que l'énergie de libération est égale dans toutes les directions. La façon dont les différentes directions dépendent les unes des autres peut être manipulée avec un facteur de puissance :

$$\left(\frac{G_n}{G_c}\right)^n + \left(\frac{G_t}{G_c}\right)^n + \left(\frac{G_s}{G_c}\right)^n = 1 \qquad \textbf{(II. 2)}$$

Dans le cas d'un facteur de puissance égal à 1, l'énergie de rupture sera toujours la même quelle que soit l'interaction des modes de rupture. Dans la littérature, la loi de puissance et les critères de Benzeggagh-Kenane (BK) sont les plus utilisés pour la propagation des fissures des couches adhésives. Sur la base d'une analyse précédente [20], les critères de la loi de puissance sont précis et les modifications de l'exposant de la loi de puissance entre 0,5 et 2 entraînent une faible variation de la prédiction de la force (différence jusqu'à environ 14%), ce qui montre une sensibilité modérée. Le critère BK, avec des exposants compris entre 0,5 et 2,5, a fourni des résultats comparables à la loi de puissance, se révélant ainsi être une bonne alternative pour évaluer la propagation de fissures en mode mixte. Pour étudier les dommages dans la plaque d'aluminium, la technique XFEM, applicable aux matériaux non linéaires, a été sélectionnée. Cette technique est embarquée dans ABAQUS et permet de prédire l'amorçage de la fissure sans l'existence d'une fissure initiale, et la propagation respective Parmi les avantages de la technique XFEM figure le déclenchement d'une fissure où il y a une forte concentration de contraintes, par la contrainte principale maximale critère (MAXPS) et il peut se propager dans le matériau suivant des critères spécifiés tels que orthogonalement aux directions principales. Dans la formulation XFEM standard, les déplacements u^h (x) sont approchés par :

$$\sum_{i=N} N_i(x)u_i + \sum_{i\in N_d} N_i(x)H(x)a_i + \sum_{i\in N_p} N_i(x)\left(\sum_{j=1}^{4} F_i(x)b_i^j\right) \qquad \textbf{(II. 3)}$$

Où N représente tous les nœuds du maillage, u_i est le degré de liberté classique au nœud i, N_i (x) sont les fonctions de forme MEF classiques associées au nœud I, a et b sont les degrés de liberté correspondants, H(x) est une fonction d'enrichissement de type Heaviside et F_i (x) sont les fonctions d'enrichissement qui représentent la singularité au voisinage du front de fissure :

$$\{F_i(x)\} = \left\{\sqrt{r}\sin\frac{\theta}{2}, \sqrt{r}\cos\frac{\theta}{2}, \sqrt{r}\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\theta}{2}, \sqrt{r}\cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\theta}{2}\right\} \quad \textbf{(II. 4)}$$

Où (r,θ) sont les coordonnées polaires dans les axes locaux en fond de fissure. Pour la présente étude, le comportement du métal est supposé élastoplastique avec écrouissage isotrope. La plaque est modélisée à l'aide du modèle de plasticité standard de von Mises fourni par ABAQUS/Implicit, et la loi d'écrouissage plastique de Ramberg-Osgood est considérée. De nombreux critères ont été développés pour prédire l'endommagement des matériaux métalliques dans le cas de charges monotones. Elles sont basées sur les conditions de déformation maximale pour l'initialisation de l'endommagement (équation 3) :

$$w = \sum \frac{\Delta\bar{\varepsilon}}{\bar{\varepsilon}^f} \quad \textbf{(II. 5)}$$

Où $\Delta\bar{\varepsilon}$ est l'incrément cumulé de déformation plastique équivalente au cours d'une étape d'intégration, $\bar{\varepsilon}$fi est la déformation équivalente à la rupture et w est le paramètre d'endommagement pour évaluer l'amorçage de la rupture lorsqu'il est égal à 1. L'évolution de l'endommagement est définie par la condition énergétique pour créer de nouvelles surfaces libres (équation 4). Le choix de l'approche énergétique est souvent gouverné par la taille des éléments finis.

$$G_f = \int_{\bar{\varepsilon}_0^{pl}}^{\bar{\varepsilon}_f^{pl}} L\sigma_y d\bar{\varepsilon}^{pl} \quad \textbf{(II. 6)}$$

Ainsi, suite à l'initiation de l'endommagement, la variable d'endommagement augmente selon l'équation suivante :

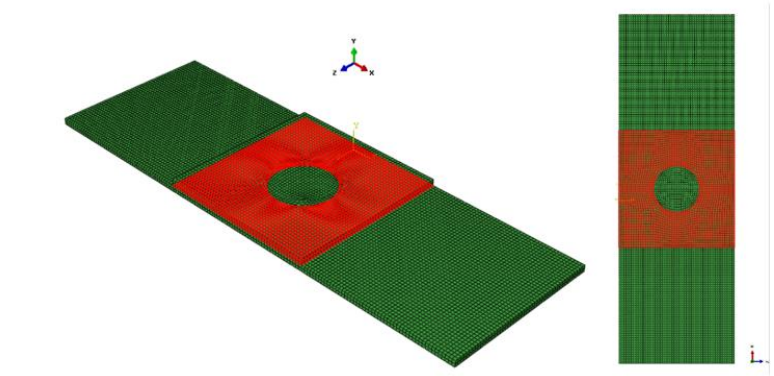
$$D = \frac{Ld\bar{\varepsilon}^{pl}}{\bar{u}_f^{pl}} \quad \textbf{(II. 7)}$$

Où $\bar{u}_f^{pl}$ est le déplacement plastique équivalent à la rupture, et il est calculé comme dans l'équation 6 suivante :

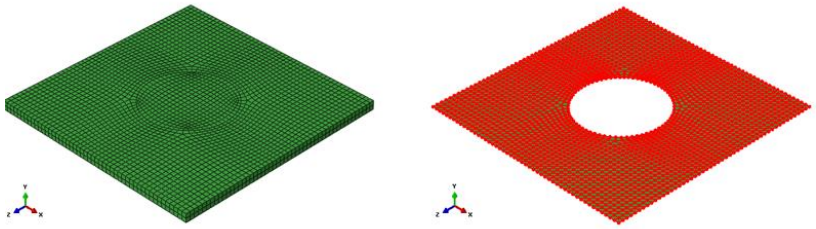
$$\bar{u}_f^{pl} = \frac{2G_f}{\sigma_{y0}} \quad \textbf{(II. 8)}$$

σ_{y0} est la limite élastique du matériau, G_f est l'énergie de rupture et L est la caractéristique de l'élément fini.

Dans les modèles géométriques construits, l'analyse FEM de la structure réparée et non réparée a été effectuée à l'aide du code informatique Abaqus. Un déplacement en traction de 15 mm a été imposé dans les modèles. Pour simuler la rupture de l'interface patch/adhésif et/ou plaque/adhésif et donc le pelage du patch, la plaque endommagée et le patch sont réunis par une couche adhésive d'épaisseur négligeable (Figure II. 10). A cet effet, des éléments cohésifs ont été utilisés pour modéliser l'endommagement de la couche adhésive. Le XFEM a été utilisé pour l'évaluation de la défaillance de la plaque. Le modèle numérique (Figure II. 10) a été partitionné par une interface où les trois composants plaque/adhésif/patch partagent les mêmes nœuds, de sorte que la même architecture de maillage est conservée pour chaque modèle étudié en fonction des paramètres géométriques de l'entaille et de la forme et taille du patch. Pour le modèle géométrique, 19034 éléments solides C3D8R ont été utilisés pour la plaque crantée avec le même type de 7200 éléments pour le patch. L'adhésif a été modélisé avec 686 éléments cohésifs COH3D8. La Figure II. 10 montre une plaque renforcée par un patch composite collé et le maillage associé au modèle mécanique. La plaque et le patch sont modélisés par des éléments solides à huit nœuds (élément C3D8R).



a)



b) c)

Figure II. 10: Détails du maillage de a) la plaque réparée, b) le patch et c) l'adhésif.

Aucune interaction n'a été introduite entre les surfaces. Il est donc nécessaire d'introduire les paramètres cohésifs listés dans le tableau 3 pour les éléments cohésifs de l'adhésif. La décohésion a été simulée dans le modèle FEM en conservant les mêmes nœuds sur les deux faces adjacentes de la zone de recouvrement (aluminium/composite).

II.6 Etude de convergence

Les essais expérimentaux de traction réalisés par Madani et al [40] concernant la structure aluminium 2024-T3 avec et sans réparation par patch composite ont été utilisés pour valider l'approche numérique.

Une analyse de convergence de maillage a été réalisée pour valider les modèles numériques, dans laquelle les modèles numériques ont été comparés à un essai de traction (plaque en aluminium non endommagée, plaque avec entaille, plaque avec entaille réparée par patch simple, et plaque avec entaille réparée par patch double).

L'objectif de cette analyse est d'obtenir un modèle léger en temps de calcul tout en étant robuste. Pour cela, la densité minimale d'éléments qui fournit des résultats proches de l'expérimental doit être choisie. Pour établir une validation exacte, les caractéristiques géométriques, les propriétés mécaniques ainsi que les conditions aux limites et de chargement sont identiques aux échantillons expérimentaux. Le maillage des modèles MEF a été généré manuellement pour fournir différentes densités de maillage. En parallèle, différents éléments finis (C3D8R, C3D8H, C3D8I, C3D6H et C3D4H) ont été testés pour une compréhension approfondie de leur utilisation dans le résultat des simulations.

II.6.1 Effet de la densité et type d'élément de maillage

Pour la plaque d'aluminium non endommagée (Figure II. 11), le type d'élément a peu d'influence sur la réponse du matériau. D'autre part, la densité des éléments a une influence majeure sur la force maximale et le déplacement maximal. En effet, le déplacement à la rupture de la plaque diminue en diminuant le nombre d'éléments. Une fois le nombre correct d'élément choisi, des raffinements plus élevés n'auront pas d'influence majeure sur la réponse du matériau en termes de comportement force-déplacement.

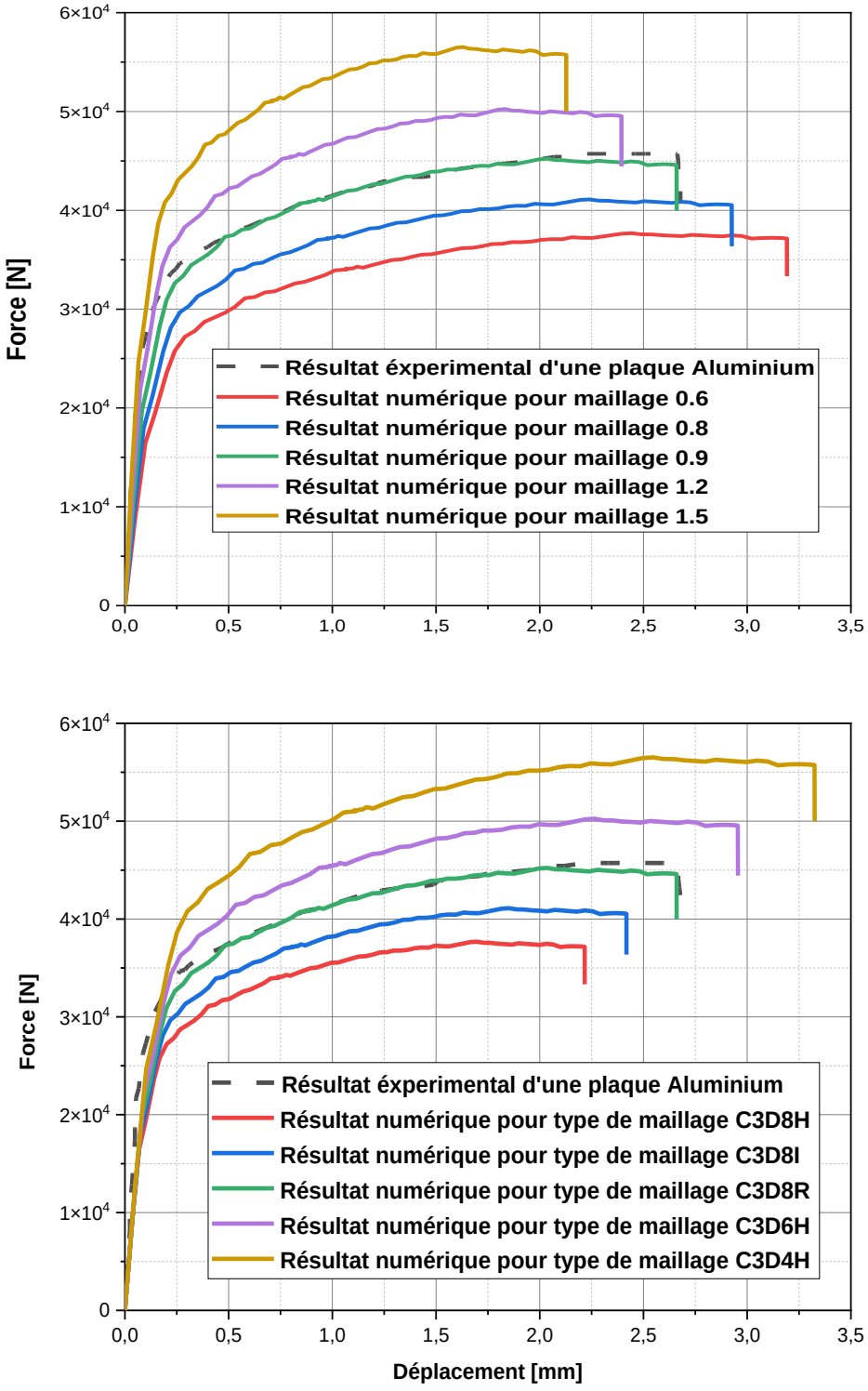
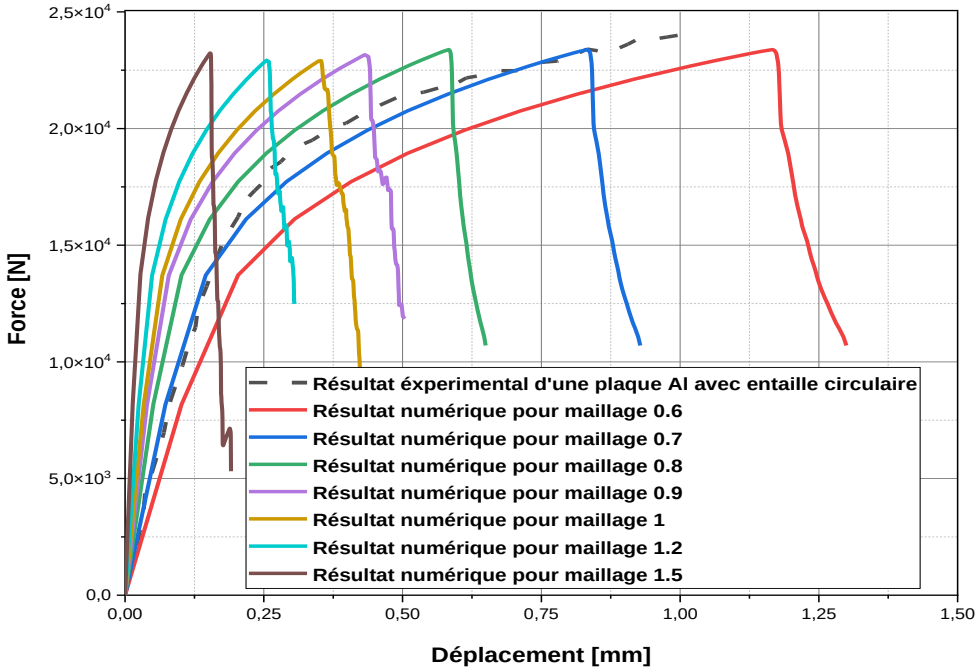


Figure II. 11 : Courbe de validation numérique par les courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque aluminium pour différentes nombre et type de maillage[40].

Pour la plaque à entaille circulaire centrale (Figure II. 12), la densité des éléments a une grande influence sur la partie plastique de la courbe. Cependant, la force maximale est quasi constante. Le type d'éléments a également une conséquence sur la force maximale et le déplacement ;



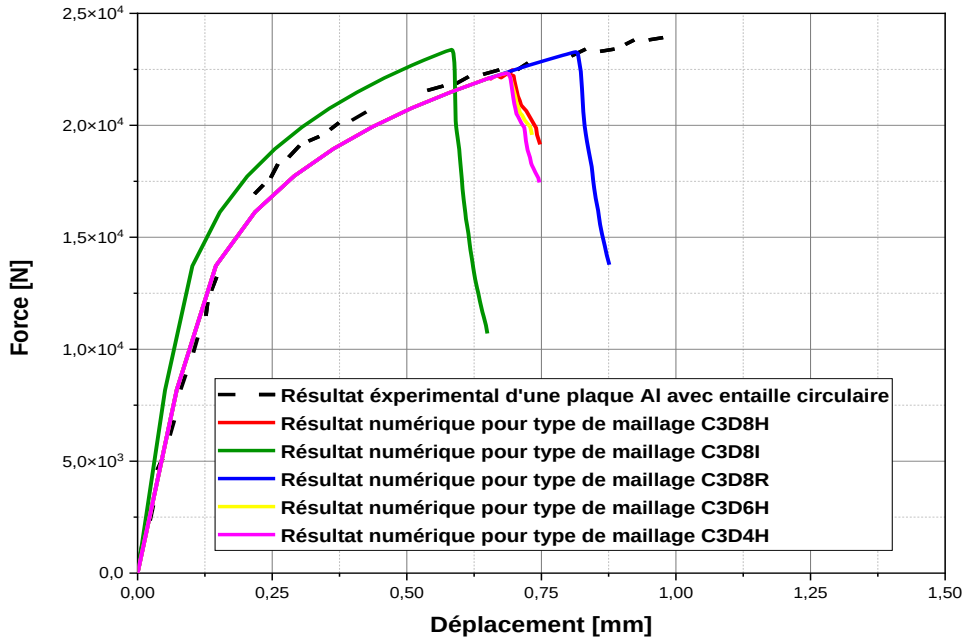
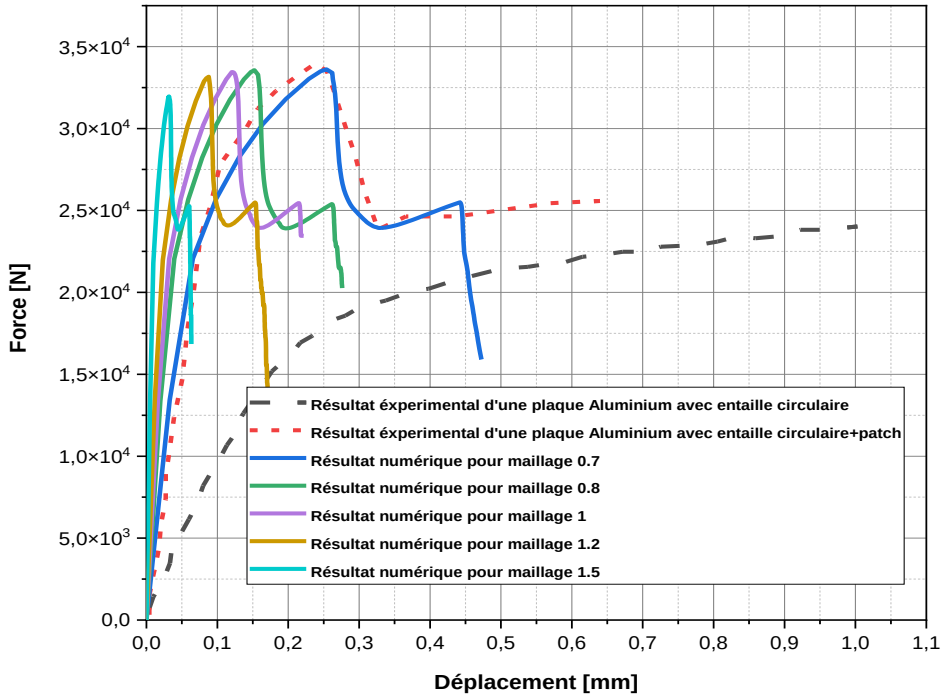


Figure II. 12 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque Aluminium avec entaille centrale circulaire pour différents nombres et types d'éléments de maillage.[40]

Pour la plaque réparée par un seul patch composite (Figure II. 13), la densité des éléments affecte considérablement la partie plastique de la courbe force-déplacement, la force maximale et même le point d'initiation du décollement, qui correspond à la chute brutale de force. En revanche, la nature des éléments n'a pratiquement aucune influence sur le comportement de la plaque ;



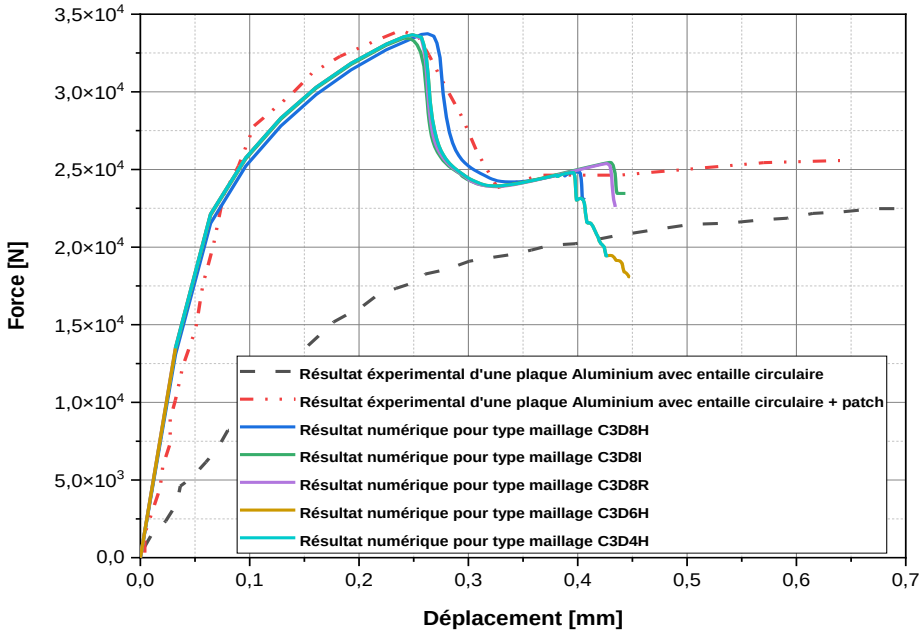
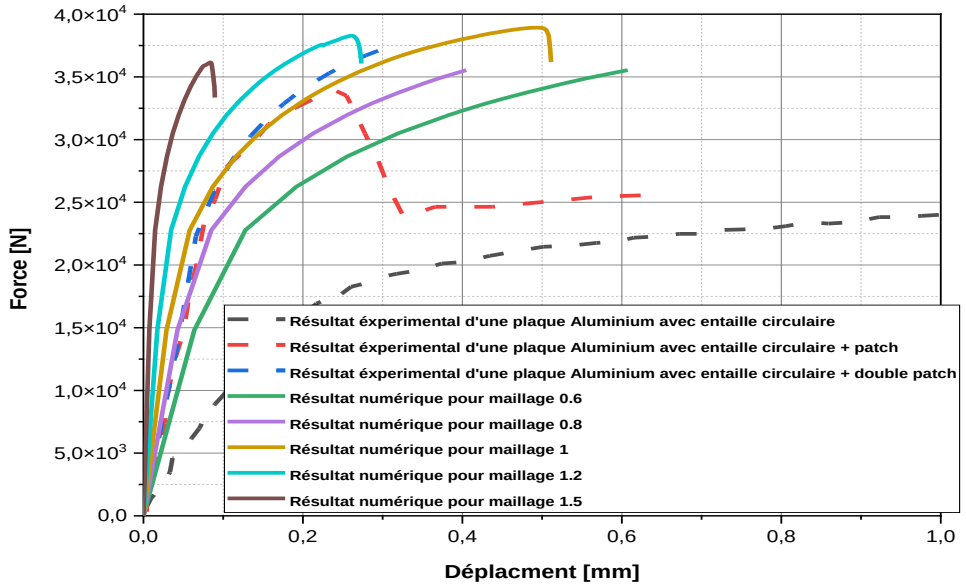


Figure II. 13 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque Aluminium avec entaille centrale circulaire réparée avec patch simple pour différents nombres et types d'éléments de maillage[40].

Pour la structure réparée par double patch (Figure II. 14), la réponse de la structure vis-à-vis de la charge appliquée est affectée par le choix de la densité des éléments. La charge maximale, la partie plastique et le point de départ de la séparation varient considérablement avec le nombre d'éléments de maille.



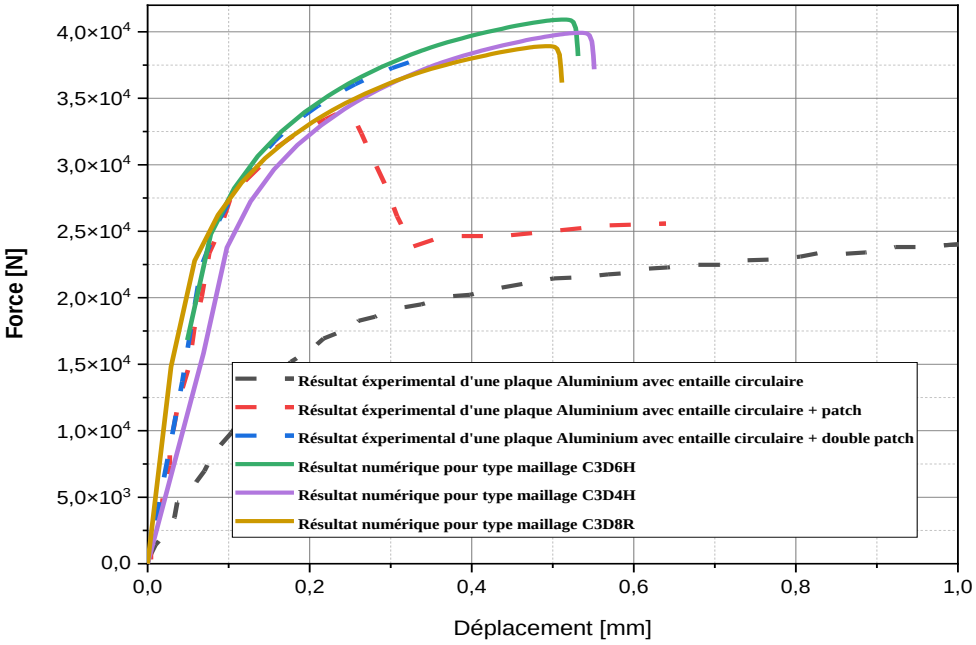
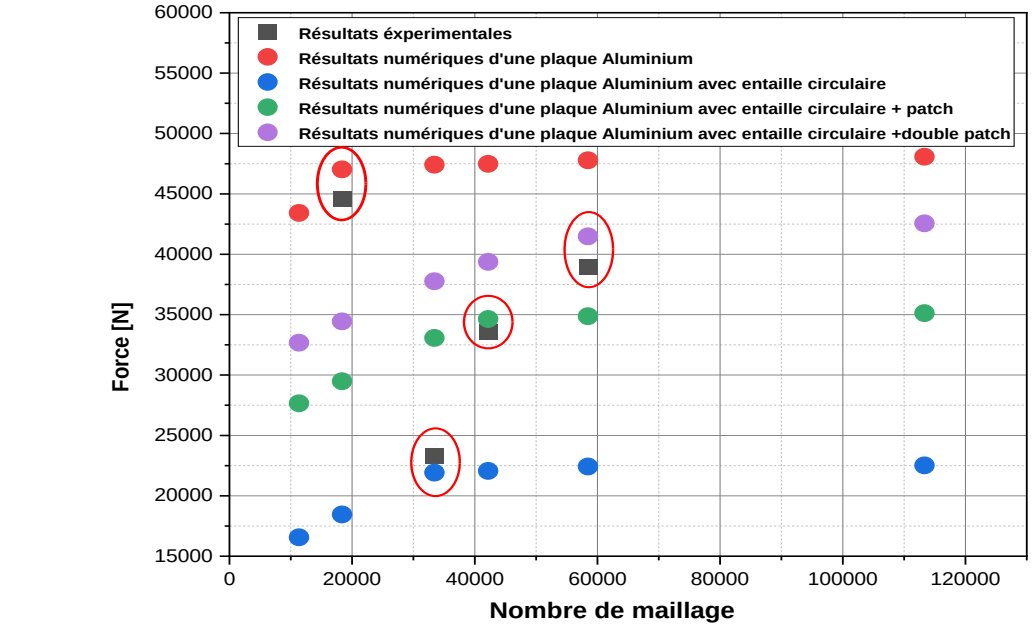


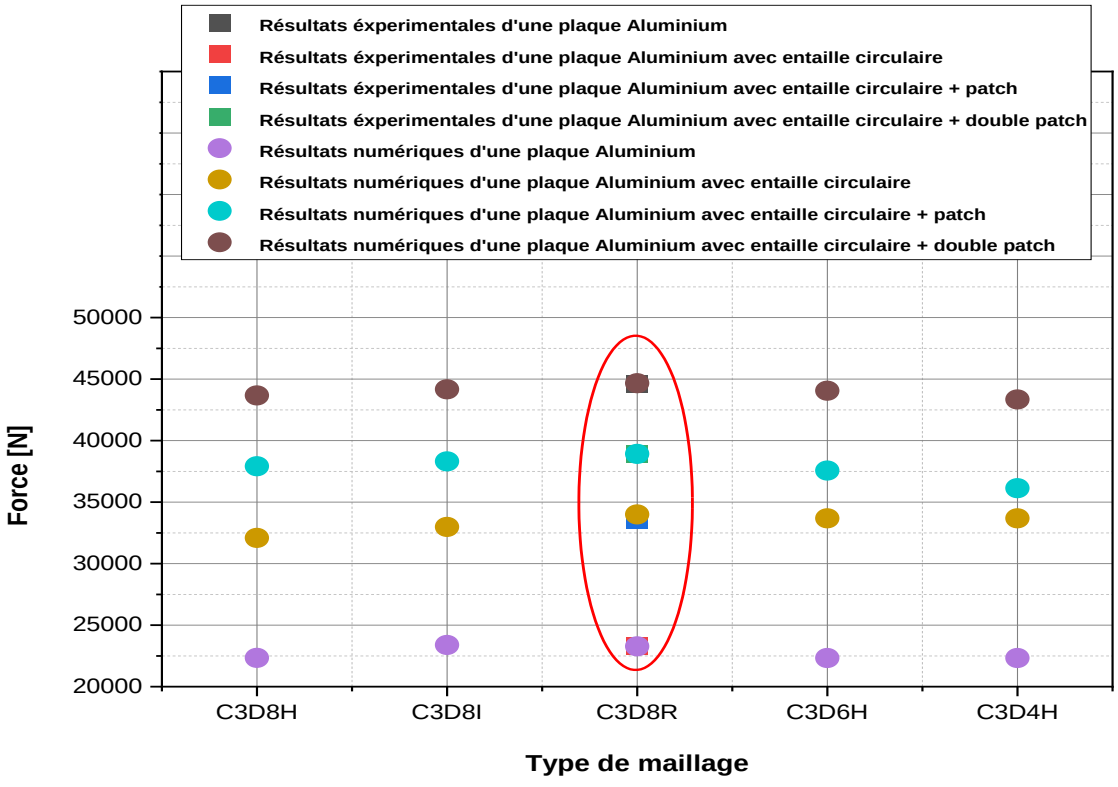
Figure II. 14 : Validation numérique des courbes charge-déplacement avec celles des résultats expérimentaux d'une plaque aluminium avec entaille centrale circulaire réparée avec patch double pour différents nombres et types d'éléments de maillage[40].

Le nombre d'éléments affecte clairement la charge maximale pour les différents types de structures (Figure II. 15). Des maillages plus raffinés conduisent à des charges de rupture plus élevées et à une plus grande précision. Dans tous les cas, les densités de maillage sélectionnées correspondaient au point initial de stabilisation de la charge, avec une bonne précision par rapport aux points expérimentaux, fournissant ainsi des résultats convergés avec un effort de calcul minimal. Il est visible que la densité de maillage choisie varie légèrement d'une structure à l'autre en fonction de la présence ou non d'une entaille et de la réparation par simple et double patch.

Dans la Figure II. 15 (a), la densité de maillage et le type d'élément sélectionnés sont marqués de cercles rouges. On voit clairement sur cette figure que la densité du maillage et le type d'éléments ont une influence remarquable sur la réponse du matériau à la charge appliquée. L'allure des courbes est pratiquement la même sauf que la valeur de la charge maximale et du déplacement maximal varient fortement.

D'autre part, comme le montre la Figure II. 15 (b), le type d'éléments joue également un rôle dans la stabilité de la force maximale prévue, mais l'influence est plus faible par rapport à la densité du maillage. L'élément C3D8R a toujours présenté la valeur la plus proche par rapport à l'expérience, en même temps il est d'usage général et l'un des types d'éléments les plus utilisés dans les simulations structurelles. Après cette analyse, l'élément C3DR8 a été choisi, qui présente les valeurs les plus proches en termes de force maximale et de déplacement des différentes structures présentées dans l'étude.





(a) (b)

Figure II. 15: Comparaison de la force maximale expérimentale de la structure avec et sans patch avec celles issues de l'analyse numérique.

II.7 La validation des modèles numériques

La validation des modèles numériques est présentée sous forme de courbes force-déplacement (Figure II. 16) pour l'ensemble des structures (réparées et non réparées). Les Figure II. 16montrent que les modèles numériques présentent un bon accord avec les courbes expérimentales réalisées sur a) plaque sans entaille, b) plaque avec entaille, c) plaque avec entaille réparée par patch simple et d) plaque avec entaille réparée par double correctif.

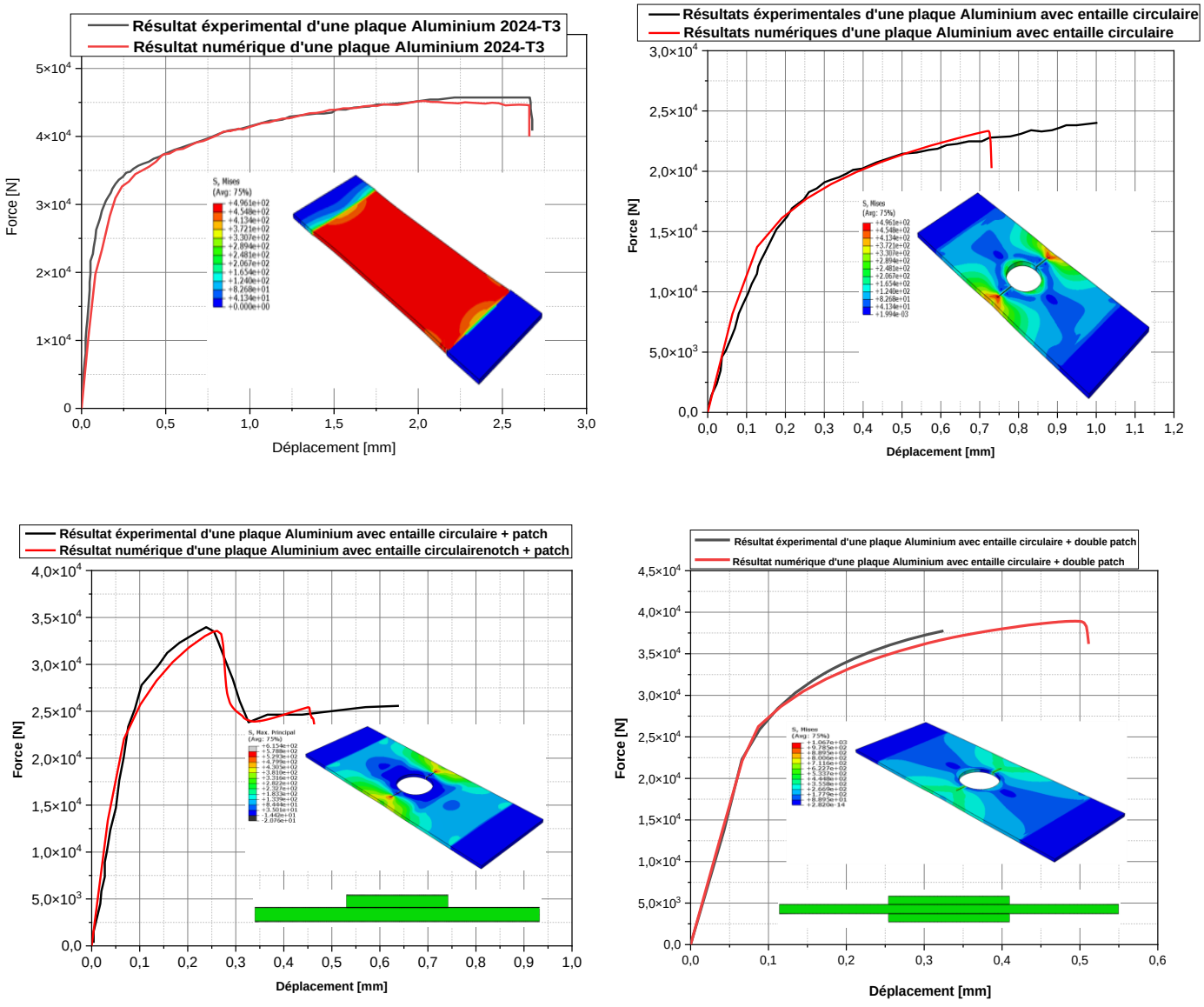


Figure II. 16: Courbes charge-déplacement numériques et expérimentales, a) plaque d'aluminium b) plaque d'aluminium avec entaille centrale circulaire, c) plaque endommagée et réparée par simple patch et d) plaque endommagée et réparée par double patch.

Pour la plaque sans entaille, les résultats numériques présentent un bon accord avec la courbe expérimentale en ce qui concerne les parties élastique et plastique et la force et le déplacement maximum.

Pour la plaque avec entaille, les parties élastique et plastique sont en bon accord, sauf que l'expérimental montre une partie plastique supérieure avant rupture. Lors du test expérimental, une fois que l'endommagement atteint une taille suffisante, la plaque s'endommage rapidement pour atteindre la rupture totale. Cependant, pour la simulation numérique, même en présence de dommages adhésifs, le patch fonctionne toujours et l'adhésif transfère les contraintes à travers la zone collée restante, montrant un petit écart entre les expériences.

Pour la plaque réparée par patch unique, les deux courbes convergent de la même manière, et même le point de déclenchement du décollement du patch est le même, ainsi que la partie plastique correspondant au décollement. Cependant, la courbe numérique montre une extension plastique plus élevée. Il en va de même pour la réparation en double patch.

En général, la différence entre les modèles numériques et expérimentaux concerne essentiellement la partie finale du domaine plastique. Numériquement, une fois que le pelage commence, le patch reste attaché à la plaque jusqu'à ce qu'il y ait un pelage complet, ce qui entraîne une chute de force à un déplacement plus élevé. Par contre, expérimentalement, une fois que la séparation a atteint une taille critique, la rupture se produit brutalement.

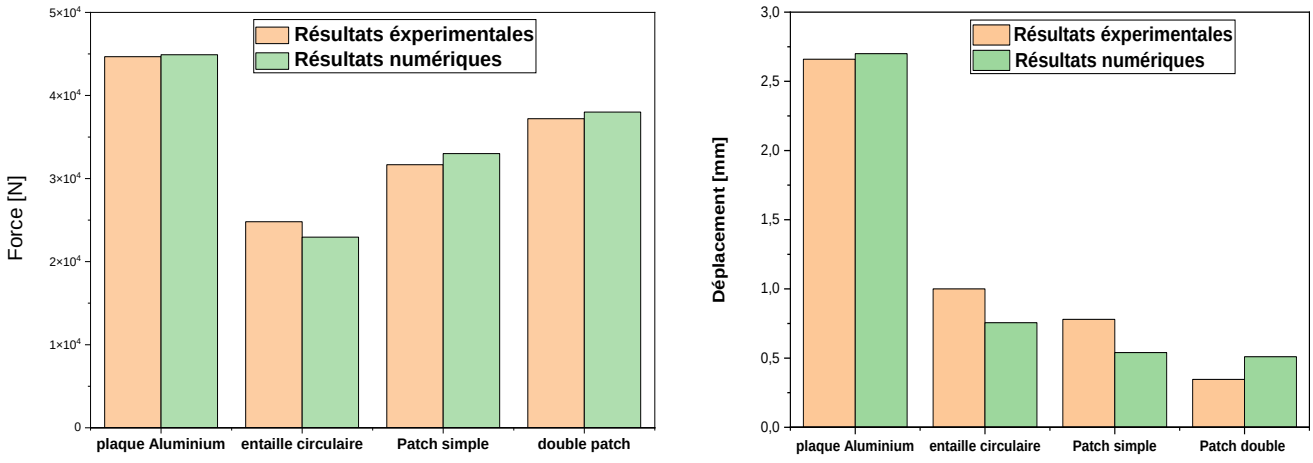


Figure II. 17: Comparaison des résultats expérimentaux et numériques de a) la force maximale et b) le déplacement maximal des différentes structures.

II.8 Résultats et analyse :

II.8.1 Effet de la taille de l'entaille

Une fois le modèle de base est validé par comparaison avec les résultats expérimentaux, l'effet de la taille de l'entaille sur la réponse de la courbe force de traction-déplacement a été évalué. Cinq tailles différentes d'entaille circulaire ont été considérées, visant à vérifier comment le transfert de charge s'établit en fonction de la taille de l'entaille, et comment la présence du patch pourra restaurer la rigidité initiale de la plaque d'aluminium 2024-T3 (Figure II. 18). Le rapport diamètre/ largeur de plaque considérés sont D/W = 0,56 ; 0,48 ; 0,4 ; 0,32 et 0,24.

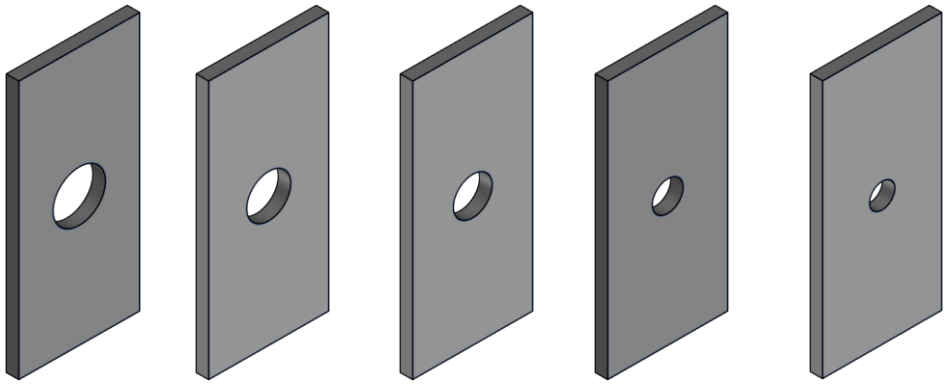


Figure II. 18 : Différentes dimensions de l'entaille.

La Figure II. 19 montre les courbes force-déplacement pour différentes tailles d'entaille. On peut clairement voir que, à mesure que la taille de l'entaille augmente, la force maximale diminue avec le déplacement à la rupture. Une réduction de la section de la plaque de 24 % entraîne une baisse de la contrainte maximale de 36,23 %. Cependant, si la taille de l'entaille augmente, réduisant ainsi la section de 56 % (diamètre de l'entaille égal à 28 mm), il y a une chute considérable de près de 59 % de la force maximale et de 73 % du déplacement à la rupture. La surface active de la pièce devient trop petite, et le patch n'absorbe qu'une partie des contraintes dans la zone endommagée. Une interaction entre le bord libre de la plaque et l'entaille conduit à une forte concentration de contraintes dans la plaque. Cependant, si le diamètre de l'entaille est minime par rapport à la largeur de la plaque (cas de diamètre de 12mm), la force maximale ne diminue que de 37%, accompagnée d'une réduction de 52% du déplacement à la rupture.

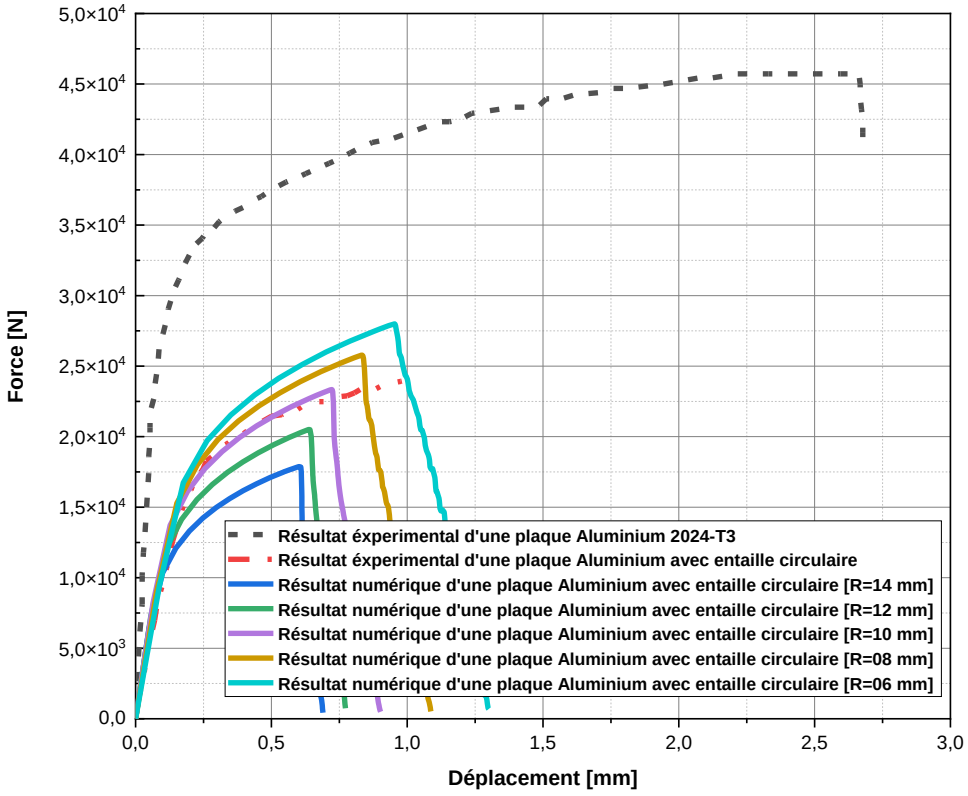


Figure II. 19 : Courbe Force-Déplacement pour les différents rayons d'entaille.

La Figure II.20 montre la variation du déplacement de rupture et de la force maximale en fonction du rayon de l'entaille. Il est facile de voir que la résistance de la plaque diminue considérablement avec l'augmentation de la taille de l'entaille en raison de la diminution de la force maximale et du déplacement à la rupture.

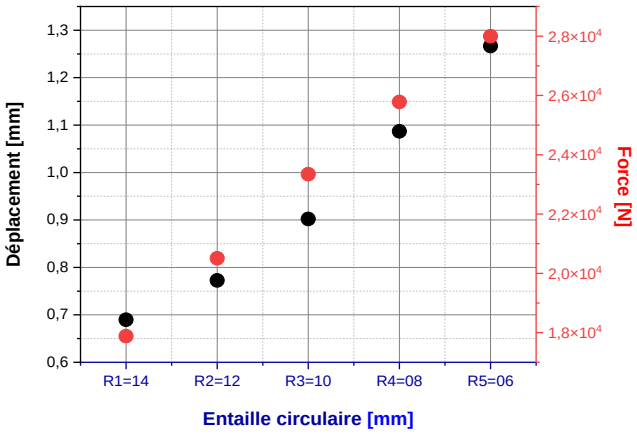


Figure II.20 : Force maximale et déplacement de rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour la plaque non réparée.

En réparant les différentes entailles avec un seul patch composite (Figure II.21), la plaque retrouve une grande partie de sa rigidité. Les courbes force-déplacement pour les différentes dimensions d'entaille suivent le même modèle, bien que la force maximale et le déplacement de rupture varient avec le diamètre de l'entaille. Quelle que soit la taille de l'encoche, le patch améliore la résistance de la plaque par rapport à l'état non réparé. Pour les petites tailles d'encoche par rapport à la largeur de la plaque, le patch permet de restituer la quasi-totalité de la résistance. En fait, l'augmentation de la force maximale est de près de 29,46 % par rapport à la plaque crantée non réparée et de seulement 18,75 % en dessous de la plaque non crantée. D'autre part, si le diamètre de l'encoche dépasse la moitié de la largeur de la plaque, le patch améliore la résistance de la plaque de près de 54,48 %, mais il reste bien inférieur au non-entaillé. En améliorant les caractéristiques de résistance avec le patch de réparation, la plaque perd une partie de sa ductilité et l'allongement à la rupture diminue et dont la valeur varie avec la taille de l'entaille. Pour un grand diamètre d'entaille, la plaque réparée a une réduction de déplacement presque négligeable.

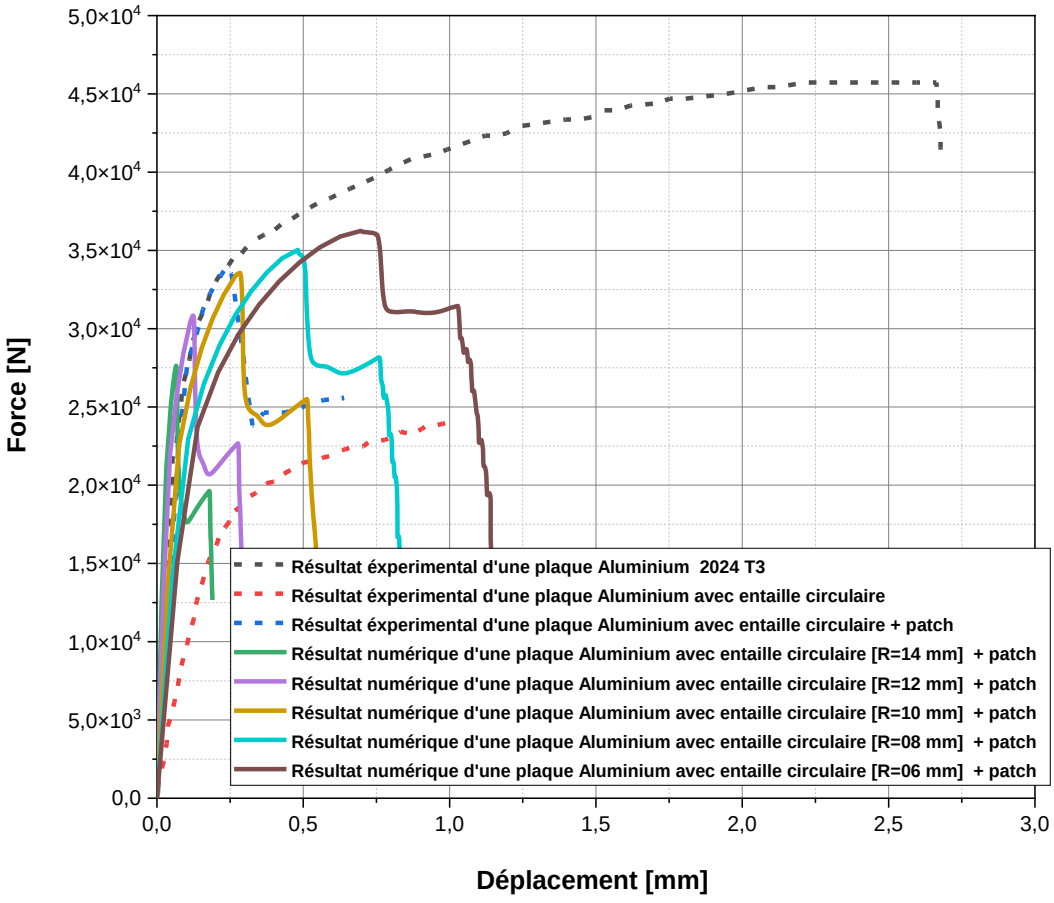


Figure II.21 : Courbe Force-Déplacement pour différents rayons d'entaille de la plaque réparée.

Le résumé de la force maximale et du déplacement de rupture pour toutes les conditions est représenté sur la Figure II.22. La force maximale de la plaque réparée est nettement améliorée en présence du patch de réparation, bien qu'elle diminue en augmentant le diamètre de l'entaille. De plus, à l'aide d'un patch, la plaque abîmée retrouve une grande partie de sa solidité. Le taux d'amélioration de la résistance dépend fortement de la taille de l'entaille. En revanche, avec un patch composite, le déplacement à la rupture diminue avec la taille de l'entaille.

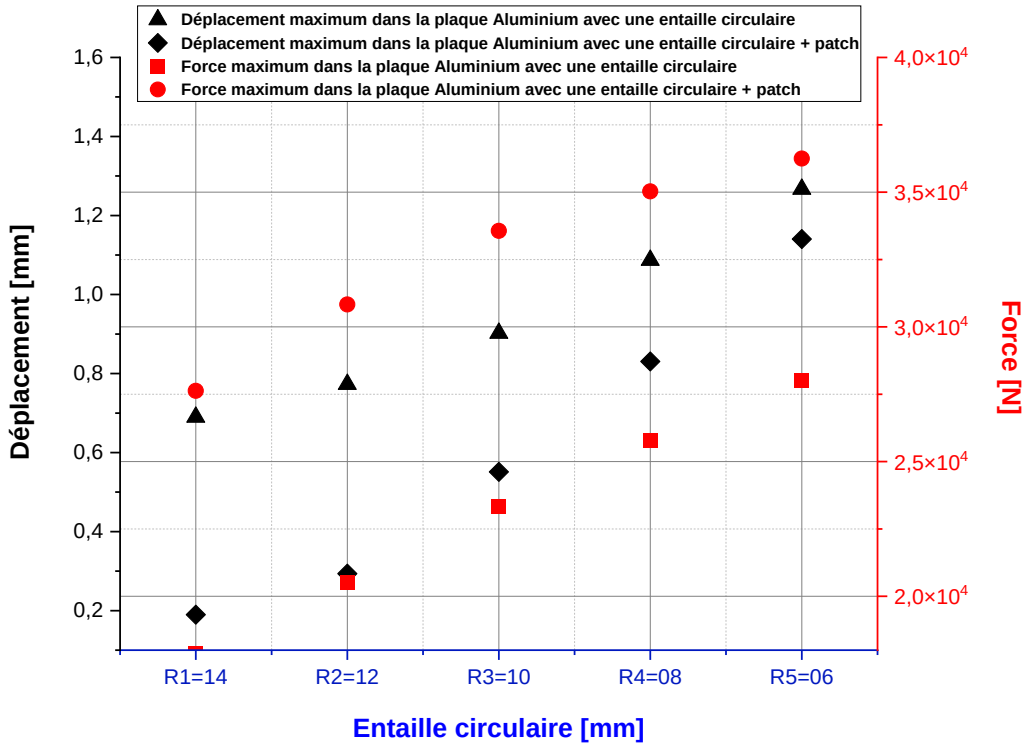


Figure II.22 : Variation de la Force maximale et du déplacement à la rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour les plaques réparées et non réparées.

II.8.2 Effet du double patch

La réparation en double patch est meilleure du point de vue de l'amélioration de la résistance de la structure endommagée car elle élimine l'effet de flexion, et elle offre une meilleure couverture de la zone endommagée. Cependant, cette méthode de réparation ne peut pas toujours être assimilée, car certaines structures ont des difficultés à accéder à la partie intérieure de la structure. D'autre part, dans une véritable réparation en un seul patch, l'appui de la structure environnante à la zone réparée peut atténuer considérablement les effets de flexion secondaires et également fournir une solution efficace. Néanmoins, dans ce travail, la structure endommagée a été réparée par un double patch et le la comparaison respective a été effectuée avec le test expérimental (Figure II. 23), conduisant à un bon accord. La réparation par double patch

améliore la résistance de la structure endommagée même si la taille de l'entaille est importante. Par exemple, la résistance d'une plaque à encoche de 28 mm de diamètre, réparée par un double patch, est similaire à celle d'une plaque à encoche de 6 mm de diamètre, réparée par un seul patch.

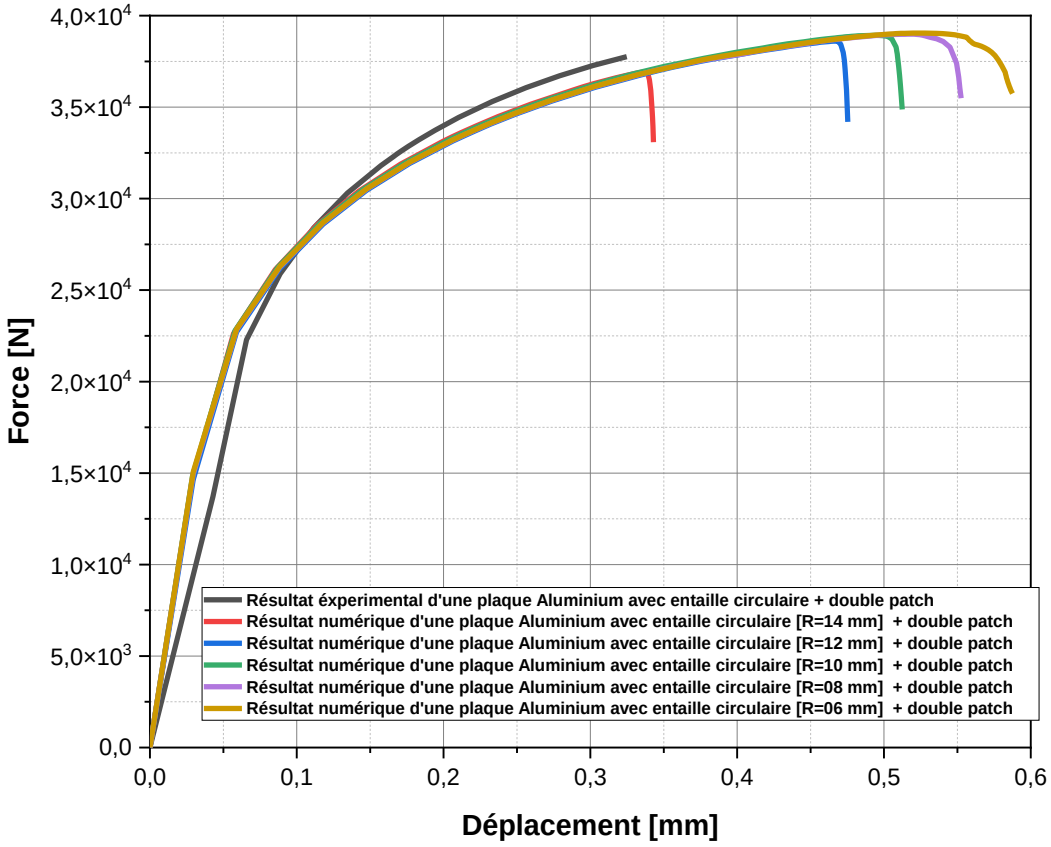


Figure II. 23 : Courbe Force-Déplacement pour la structure endommagée et réparée par double patch en fonction de la taille de l'entaille.

La Figure II. 24 représente une comparaison entre la force maximale et le déplacement à la rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour une réparation simple et double patch. On peut facilement remarquer une augmentation de la force maximale dans le cas d'un double patch par rapport au simple patch, mais une diminution considérable du déplacement de rupture. La structure réparée par double patch devient également plus rigide.

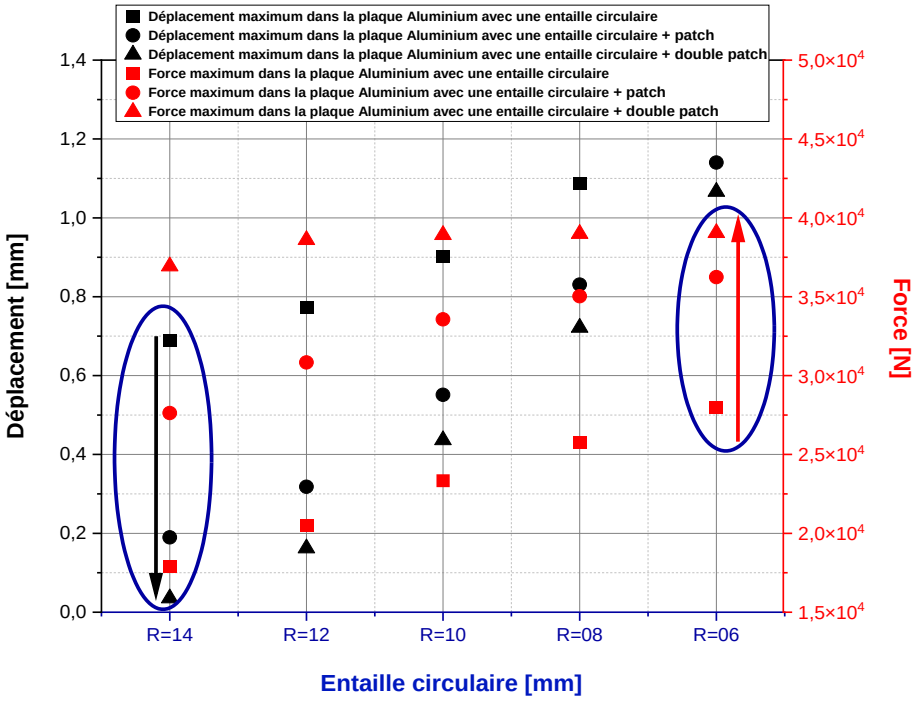
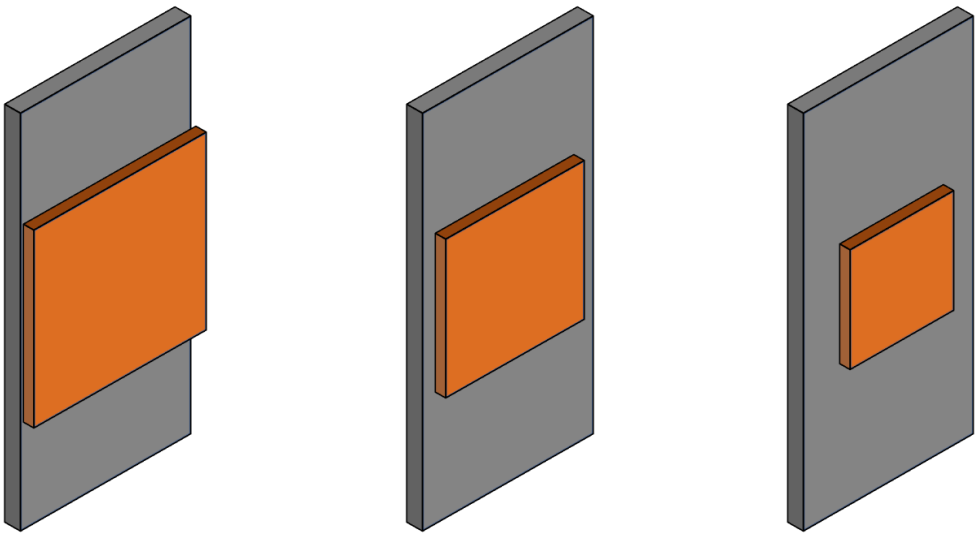


Figure II. 24 : Variation de la force maximale et du déplacement à la rupture en fonction du diamètre de l'entaille pour la réparation à simple et double patch.

II.8.3 Effet de la taille du patch de forme carré

Plusieurs études ont été réalisées sur l'effet de la surface de réparation. Dans ce travail, l'objectif est d'optimiser la taille du patch pour atteindre l'efficacité la plus élevée possible et de minimiser l'effet de flexion dû à la non-symétrie de la réparation par patch unique. Trois dimensions de patchs carrés ont été évaluées : 30 mm × 30 mm, 40 mm × 40 mm et 50 mm × 50 mm (Figure II. 25).



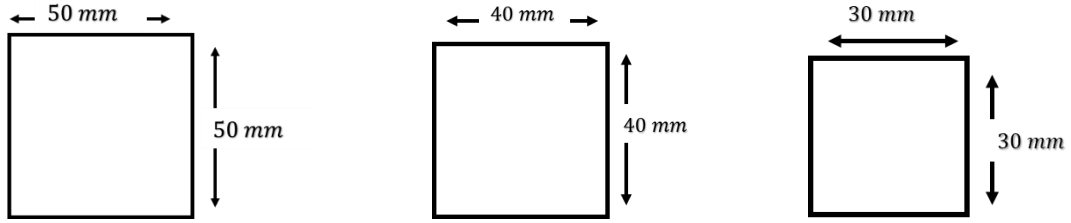


Figure II. 25 : Différentes dimensions du patch composite.

La Figure II. 26 représente les courbes force-déplacement d'une plaque d'aluminium 2024-T3 réparée par patch de différentes dimensions. La forme de la courbe est la même quelle que soit la taille du patch. Le patch améliore nettement la résistance de la plaque crantée quelle que soit sa taille. Le patch qui couvre toute la largeur de la plaque a les meilleures valeurs pour la force maximale et le déplacement de rupture. Une augmentation de la taille des patchs de 64 % améliore la force maximale de près de 24,14 % et le déplacement de rupture de 31,72 %.

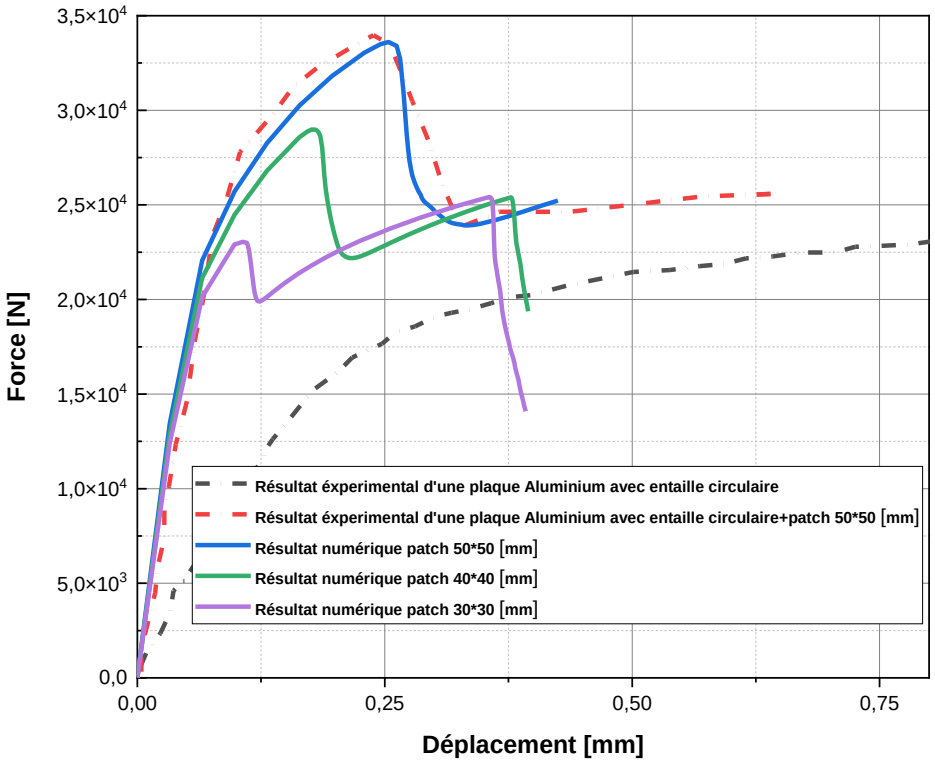


Figure II. 26 : Courbes force-déplacement pour différentes dimensions du patch.

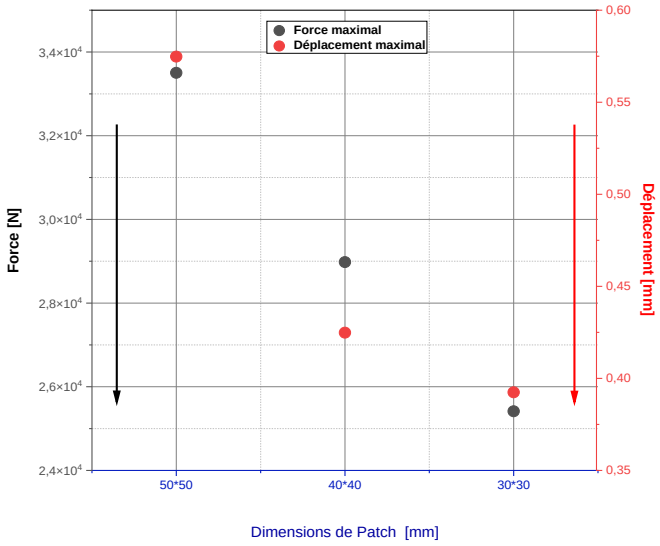
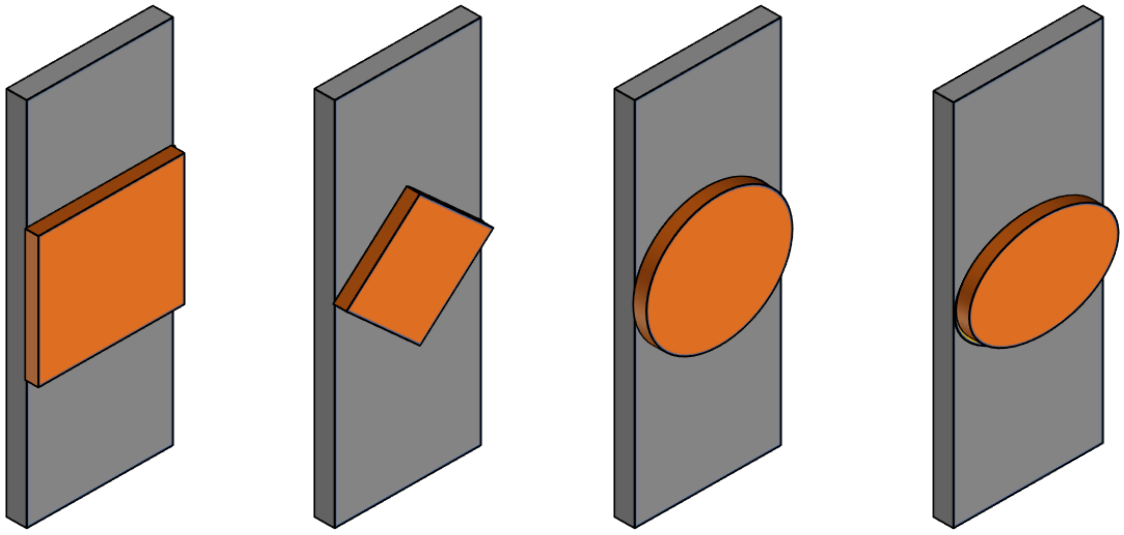


Figure II. 27 : Charge maximale et déplacement à la rupture pour la structure réparée en fonction de la dimension du patch.

II.8.4 Effet de la forme du patch

La forme du patch a été abordée par plusieurs auteurs pour optimiser la réparation et atténuer les contraintes au niveau de la zone endommagée. Plusieurs formes de patch ont été proposées et les résultats des différentes analyses expérimentales ou numériques montrent que le choix de la forme du patch est important pour obtenir les meilleurs résultats. Cependant, les formes complexes nécessitant plus de temps pour leur usinage, ce qui augmente leurs coûts, les formes rectangulaires ou carrées restent les plus simples à mettre en œuvre et assurent une bonne continuité des fibres dans la matrice. Pour la présente étude, les quatre formes de patchs représentées sur la Figure II. 28 sont proposées.



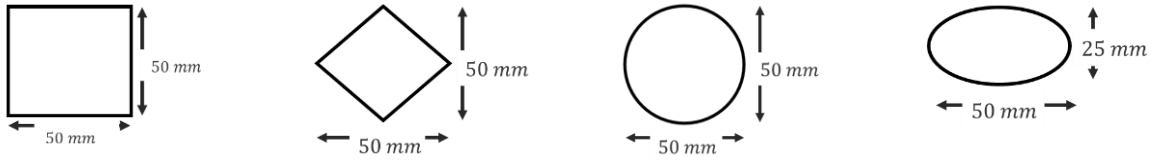


Figure II. 28 : Différentes formes de patch.

Pour les différentes formes de patch, la largeur de la plaque est entièrement recouverte car la largeur des différents patchs est constante. Pour la forme elliptique, le rapport a/b a été varié, où 1 est le cas d'un cercle et 2 le cas elliptique. Il faut également mentionner que la surface de collage n'est pas la même. Les résultats des simulations numériques comparant les différentes formes de patch sont présentés sur la Figure II. 29. Les formes de patch apportent une amélioration de charge différente par rapport à la plaque sans réparation. Le patch carré apporte une augmentation de 43,51 %. Cependant, ces valeurs se réduisent à 32,40 % pour le patch circulaire, 13,11 % pour le patch losange et 4,16 % pour le patch elliptique (Figure II. 30).

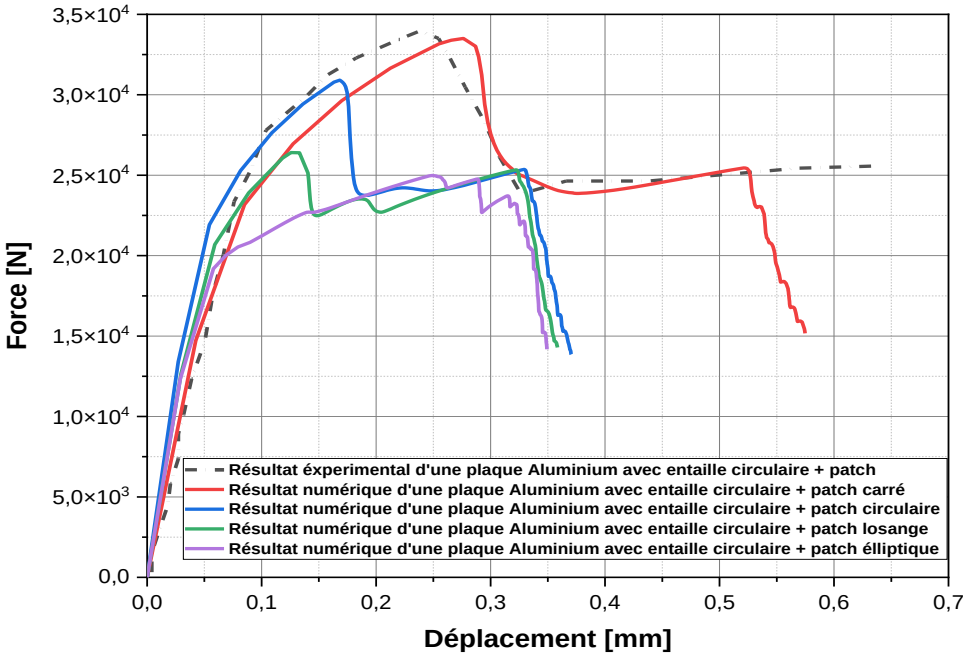


Figure II. 29 : Courbes force-déplacement de la plaque réparée par différentes formes de patch.

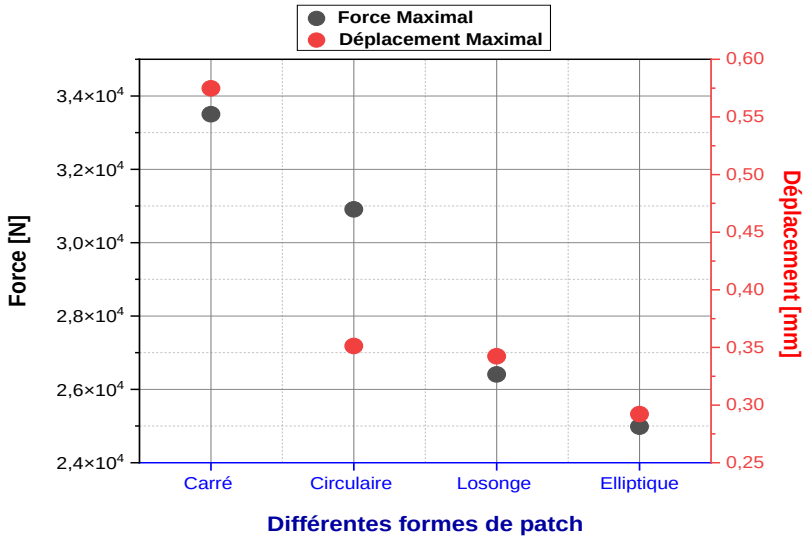


Figure II. 30 : Force maximale et déplacement à la rupture de la structure réparée en fonction de la forme du patch**.**

Il convient également de noter que la charge maximale pour le patch carré est plus élevée par rapport aux autres formes de patch. En revanche, le patch elliptique apporte la plus petite amélioration de résistance. Une fois la charge maximale atteinte dans la plaque réparée, les contraintes de pelage augmentent rapidement dans le cas des formes elliptiques et en losange, puisque la surface de collage est minimale. En revanche, pour les patchs carrés ou circulaires, le patch reste solidaire de la plaque car la zone de collage est importante. L'effet diamètre d'entaille a également été testé par rapport à la forme du patch et donc l'effet de la zone de collage par rapport à la surface endommagée. Il a été constaté que, si le diamètre de l'encoche augmente, l'efficacité du patch diminue, notamment pour les formes elliptiques et losange du fait de leur surface de collage plus petite. Pour le patch elliptique, une fois la charge maximale atteinte, la plaque réparée casser rapidement sans tenir compte des dimensions de l'encoche. En revanche, pour les autres formes de patch, une fois la charge maximale atteinte, le décollement de l'adhésif commence rapidement, le transfert de charge vers le patch diminue et par la suite la charge appliquée dans la structure diminue suite à une perte de résistance. La plaque continue à résister à la charge appliquée avec l'évolution du décollement jusqu'à sa rupture complète. Le patch carré présente toujours les meilleurs résultats pour la plaque endommagée avec la forme circulaire.

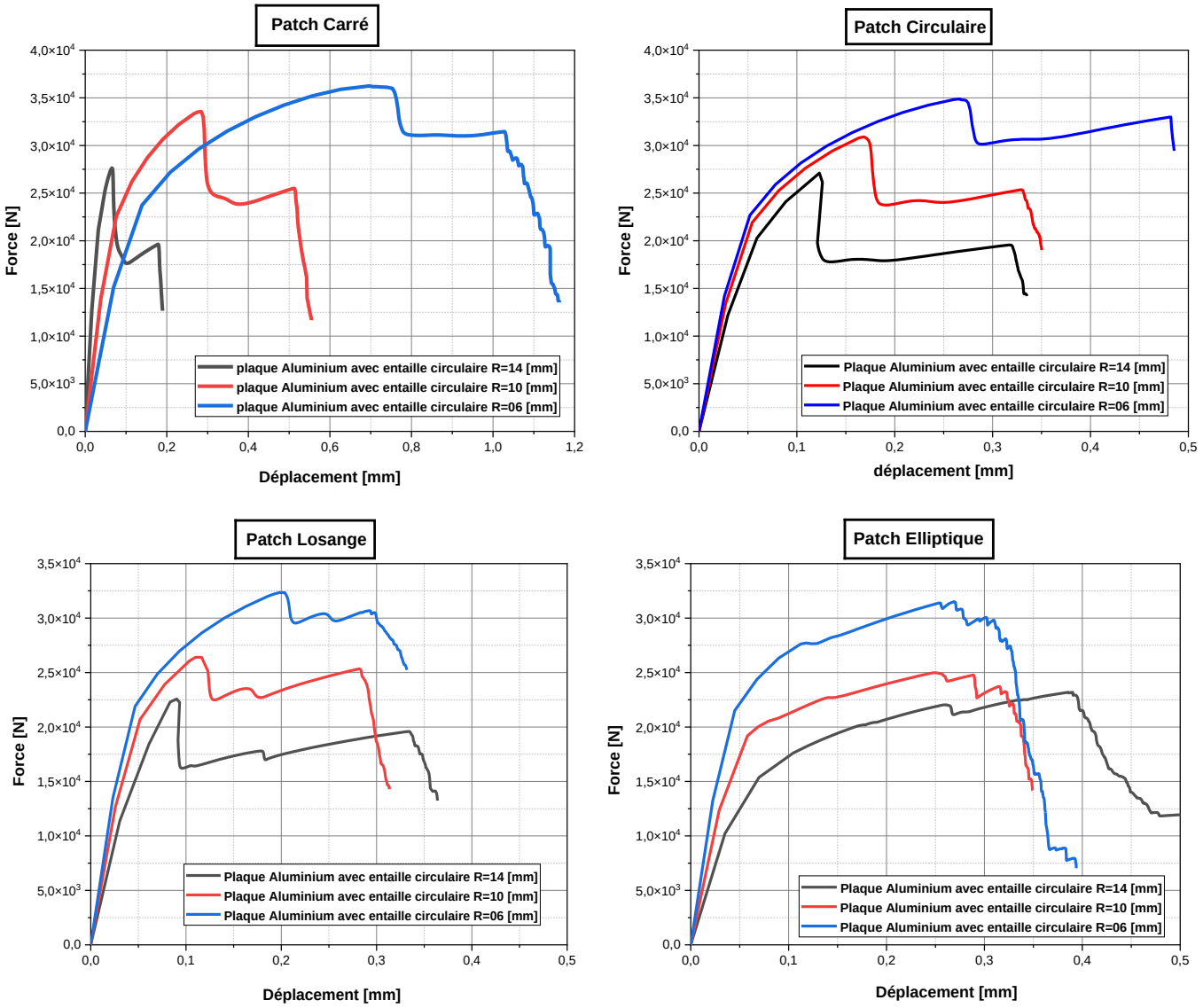


Figure II. 31 : Courbe charge-déplacement en fonction du rayon de l'entaille pour différentes formes de patch de réparation.

Si la zone endommagée reste minime par rapport à la largeur de la plaque, la forme de la pastille a peu d'influence sur la résistance de la plaque réparée. Une légère différence a été remarquée dans la valeur de la charge maximale pour les différentes formes de patch. Cependant, si la taille de la zone endommagée est grande, les patchs couvrant plus de surface sont les plus efficaces, et donc la forme carrée et circulaire est la meilleure. Une augmentation du rayon d'encoche de plus de 50 % fait chuter la charge maximale de 24 % pour les patchs carrés et circulaires, et de 30 % pour les patchs en forme de losange.

II.8.5 Analyse de décollement

II.8.5.1 Patch en forme carré

Afin d'analyser le comportement de l'adhésive et par conséquent la propagation du décollement ainsi que le transfert de charge dans le patch vis-à-vis la charge appliquée, on a essayé de choisir quelques points de la courbe charge-déplacement représentée sur la Figure II. 32. Après recueil des résultats, les niveaux de contraintes dans la plaque et le patch, ainsi que le niveau de décollement adhésif, sont présentés dans la Figure II. 33.

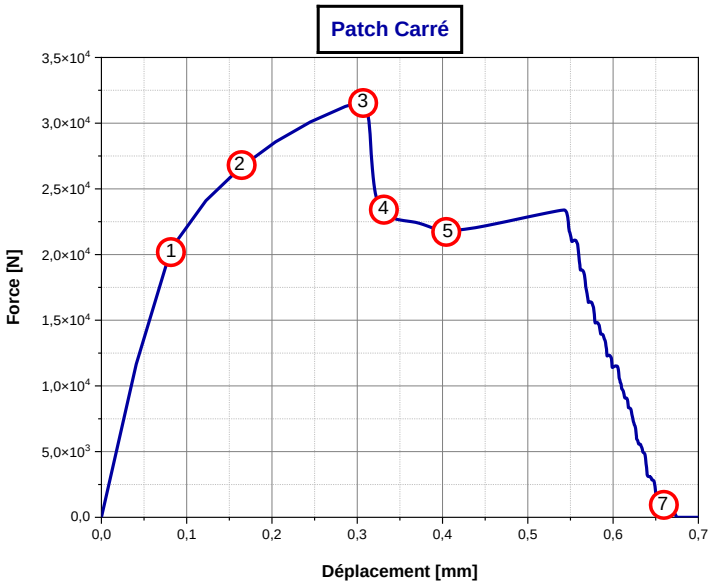
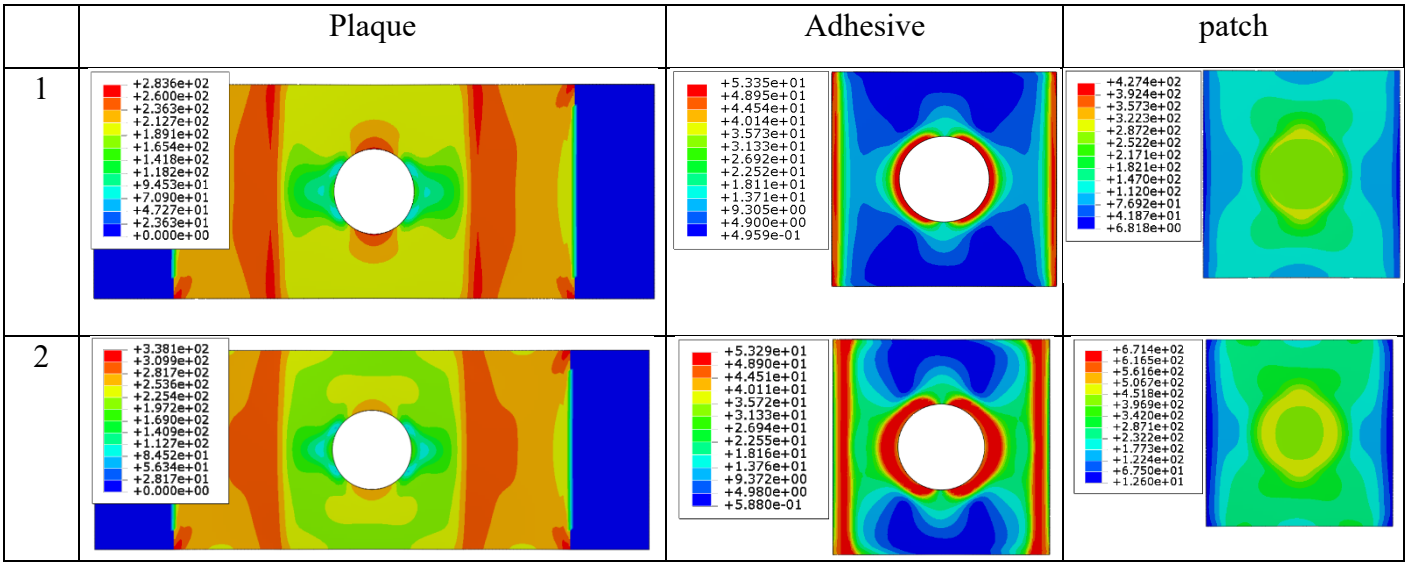


Figure II. 32: Présentation des points sensibles de la courbe charge-déplacement pour l'analyse du décollement de l'adhésif.



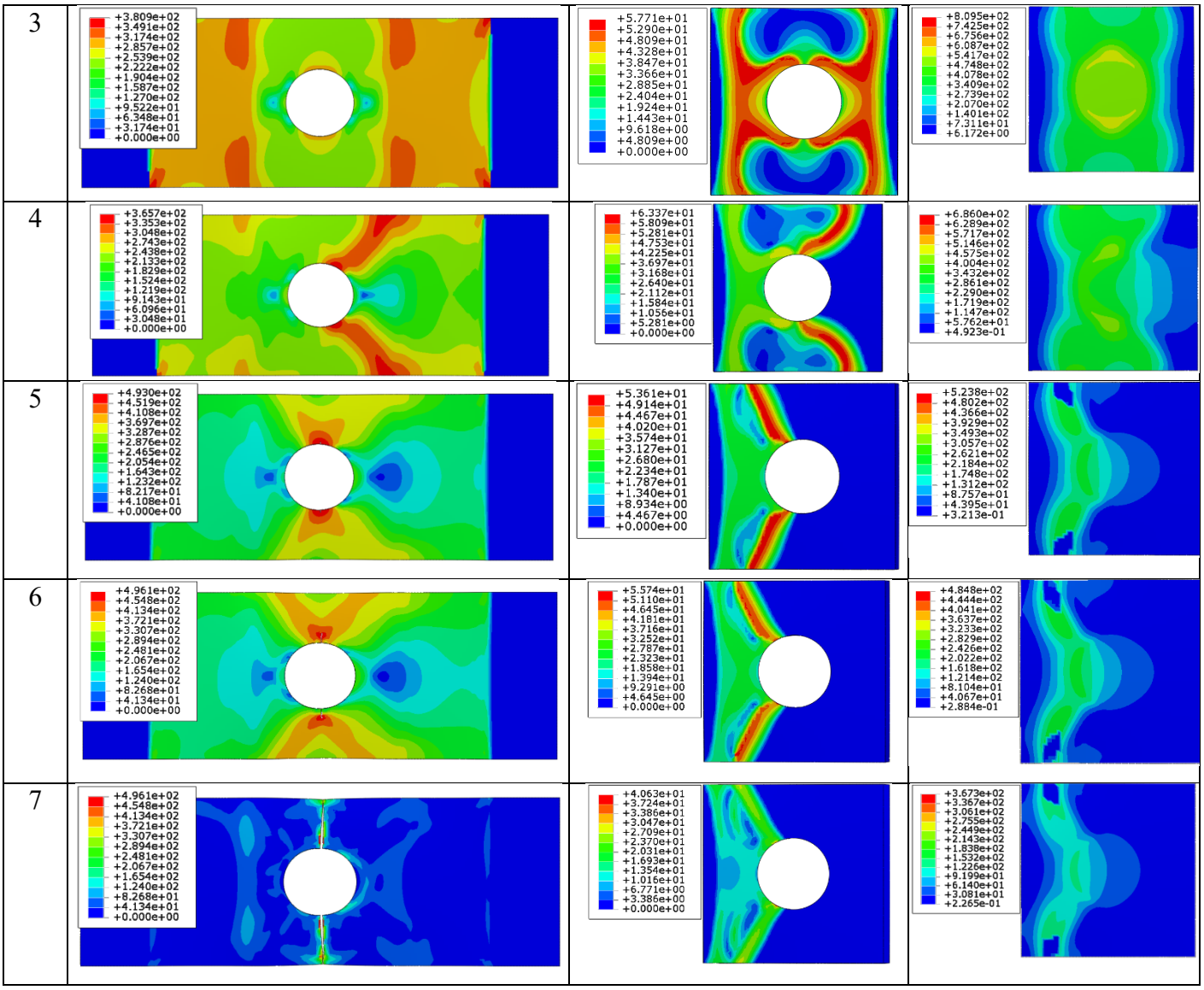


Figure II. 33 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch de forme carré).

Dès que la charge appliquée provoque une forte concentration de contrainte qui dépasse la limite élastique de la courbe (point 1 de la courbe), les contraintes dans la plaque diminuent du fait de la présence de la pièce de réparation. La zone réparée présente une concentration de contraintes d'intensités plus faibles que celle localisée aux bords du patch et à l'extérieur de la zone réparée. En revanche, dans l'adhésif, les contraintes se concentrent aux deux bords et à l'encoche, tandis que le reste de l'adhésif a de faibles valeurs de contrainte, conduisant à un faible transfert de charge de la plaque au patch. Au point (2) de la courbe, les contraintes dans la plaque augmentent considérablement, la zone de forte concentration de contraintes augmente progressivement et, par la suite, toute la zone couverte par le patch devient plus homogène en contraintes. Cependant, l'adhésif devient fortement sollicité et l'étendue de la zone sollicitée

augmente également. Le patch fournit un transfert de charge élevé conduisant à des contraintes plus importantes dans le patch. Une fois le point (3) atteint, la zone recouverte par le patch devient sollicitée de manière presque homogène avec la présence d'une forte concentration de contraintes aux deux bords de l'adhésif. A cette charge appliquée, une zone de décollement apparaît (représentée par une contrainte nulle sur la figure), ce qui réduit les contraintes dans le patch au niveau de ces deux bords. Une fois la charge maximale atteinte et avec l'initiation du pelage, la charge appliquée chute (point 4) et la zone de pelage s'étend en plus de la surface dans la couche adhésive, ce qui provoque des concentrations de contraintes importantes dans la plaque et la zone de décollement. Le transfert de contrainte dans le patch est réduit. La zone de décollement s'étend de plus en plus (point 5), ce qui réduit le transfert de charge vers le patch, alors que les contraintes restent importantes dans la plaque, provoquant l'apparition de la fissure au niveau de l'entaille (point 6). Une fois que la fissure s'est propagée avec un endommagement presque total dans l'adhésif, la structure atteint la rupture totale (point 7). La Figure II. 34 montre le pourcentage de décollement en fonction de la charge appliquée pour les structures endommagées et réparées par le patch carré. Lorsque la structure atteint la charge maximale, le pourcentage de décollement augmente considérablement pour atteindre une valeur élevée, ce qui correspond à une rupture complète.

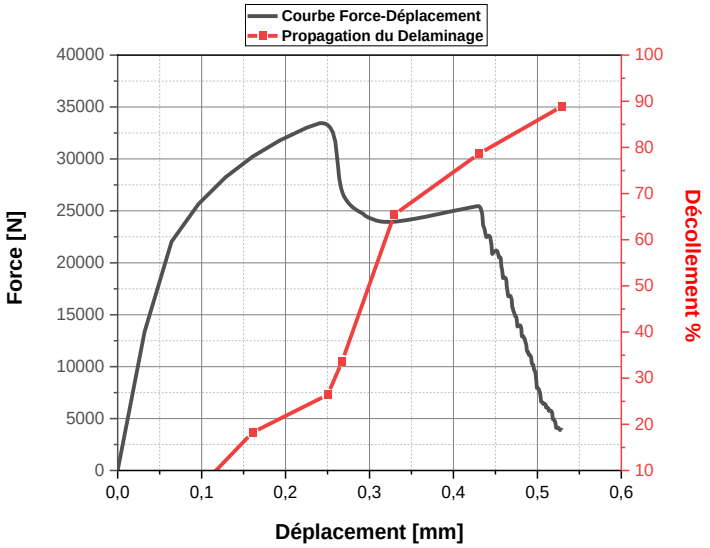


Figure II. 34 : % de décollement par rapport à la courbe charge-déplacement d'une structure endommagée réparée par un patch carré.

II.8.5.2 Patch de forme circulaire

Pour le patch circulaire, la surface de recouvrement est plus petite que pour le patch carré. La courbe charge-déplacement (Figure II. 35) présente des valeurs plus faibles de charge maximale

et de déplacement de rupture par rapport au cas du patch carré. La zone de forte concentration de contraintes s'étend sur une plus grande surface et l'adhésif présente des concentrations de contraintes plus élevées qu'avec une réparation par patch carré, car le patch circulaire entraîne un transfert de charge sur une surface plus petite. Les niveaux de contrainte dans la plaque et le patch circulaire ont été estimés, comme suit : ainsi que le décollement adhésif, comme illustré à la Figure II. 36.

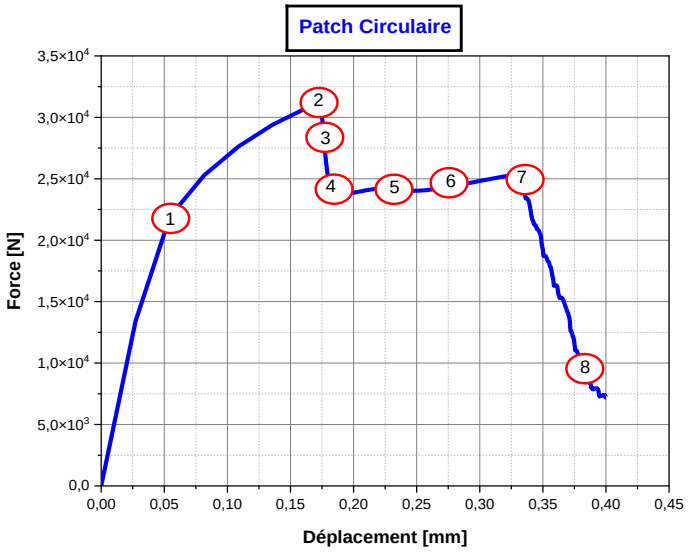
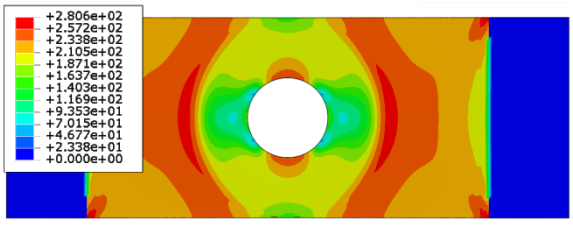
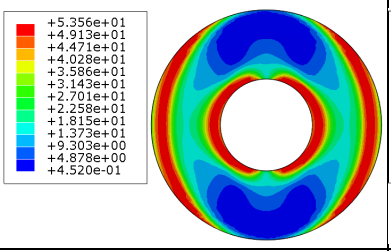
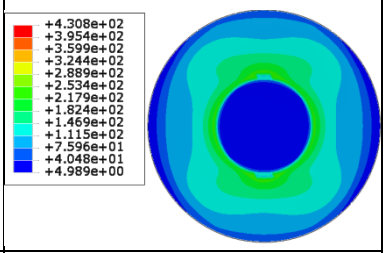
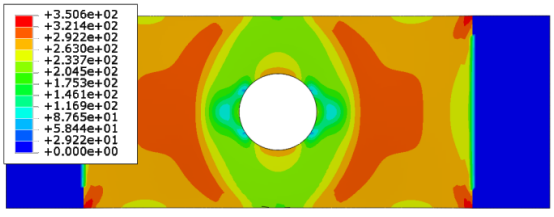
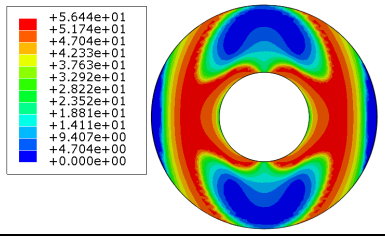
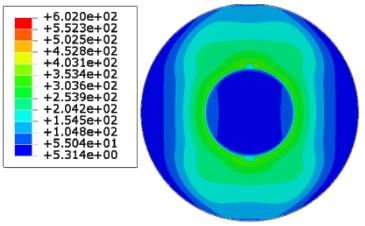


Figure II. 35 : Points sensibles de la courbe charge-déplacement pour l'analyse du décollement de l'adhésif.

	Plaque	Adhesive	Patch
1			
2			

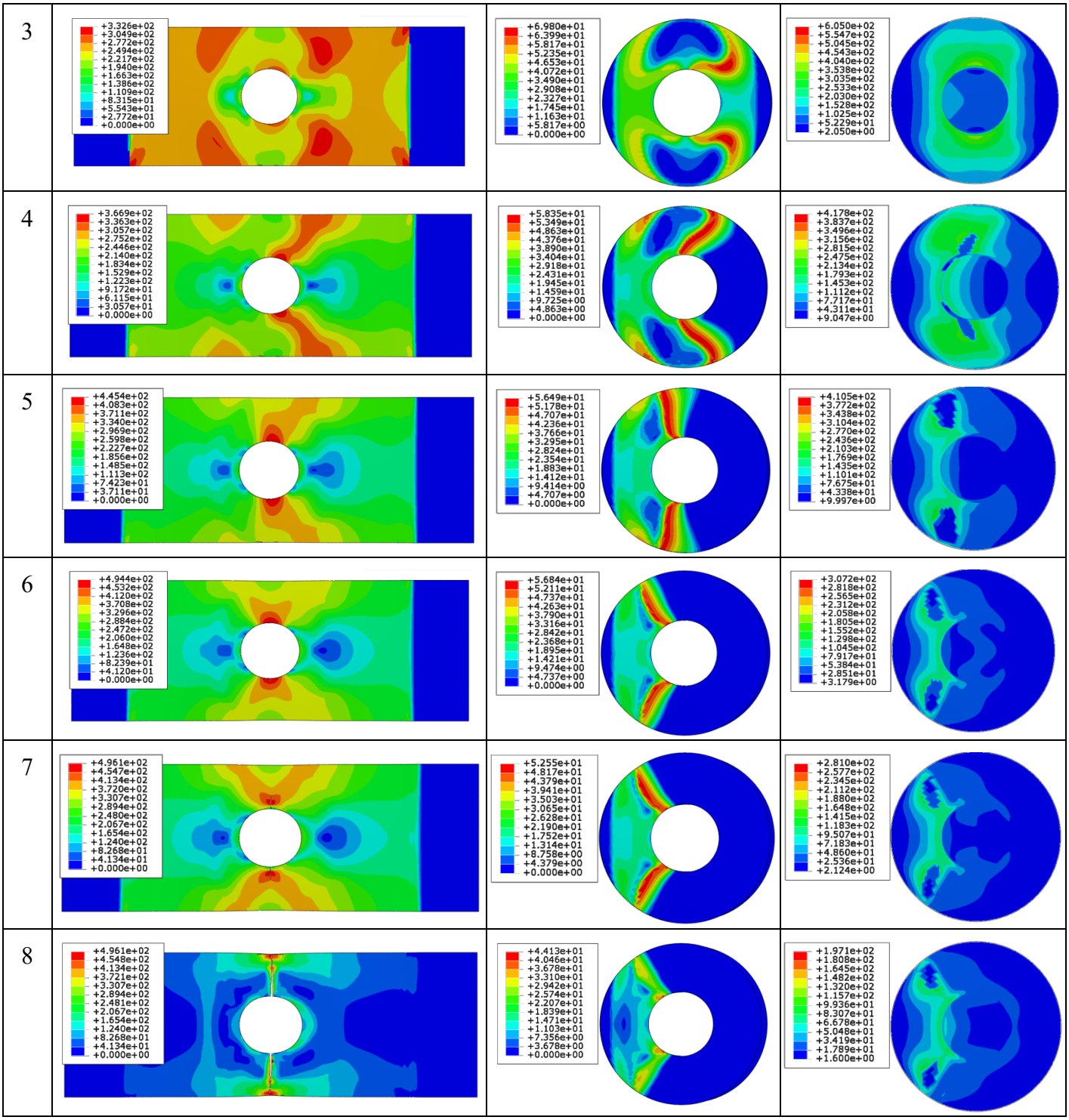


Figure II. 36 : les niveaux de contrainte de Von Mises dans le patch et la plaque et le niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée. (Patch de forme circulaire).

Lorsque la charge appliquée augmente, des concentrations de contraintes majeures se répartissent sur toute la surface couverte et une zone considérable de concentration de contraintes élevées apparaît dans l'adhésif. Par rapport au patch carré, une zone avec des contraintes de pelage apparaît pour une charge appliquée plus faible. Cette zone de décollement

limite le transfert de charge vers le patch et se propage progressivement avec la charge appliquée à la structure réparée (point 3), ce qui n'assure pas un meilleur transfert de charge vers le patch. En poursuivant l'essai (entre les points 4 et 8), l'endommagement de l'adhésif devient plus important et l'essentiel de la charge appliquée est absorbée par la plaque, tandis que la pastille assure un transfert de charge sur une petite surface. Si l'endommagement s'étend, une fissure apparaît dans la plaque au niveau de l'entaille, entraînant la ruine de la structure (points 7 et 8).

II.8.5.3 Patch en forme de losange

La forme losange du patch fonctionne moins bien que les autres formes de patch car elle ne couvre qu'une petite zone de la plaque endommagée. La courbe charge-déplacement est présentée sur la Figure II. 37 incluant les points pour lesquels les niveaux de contrainte et de décollement adhésif ont été analysés. Les résultats des niveaux de contraintes dans la plaque et le patch, ainsi que le décollement de l'adhésif, sont présentés sur la Figure II. 38.

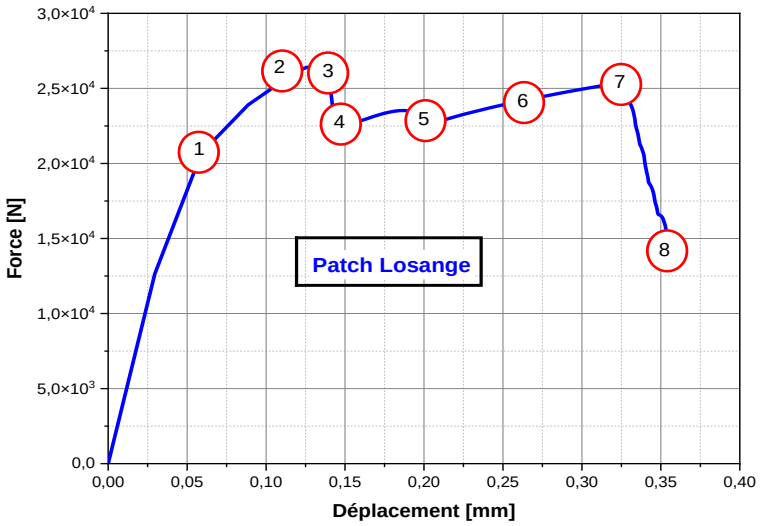
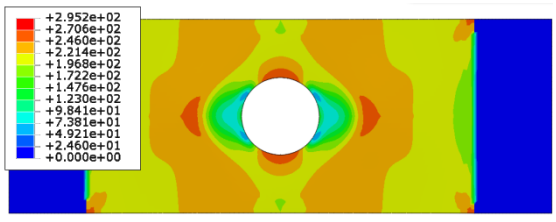
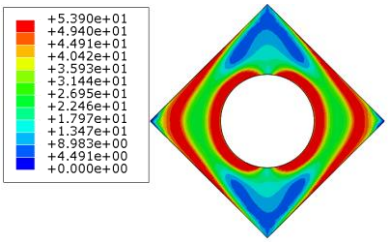
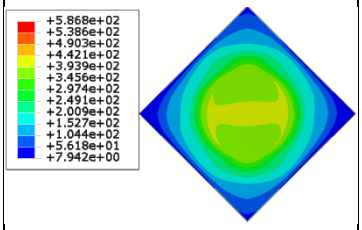


Figure II. 37 : Courbe charge-déplacement d'une structure endommagée réparée par un patch en forme de losange.

	Plaque	Adhesive	Patch
1			

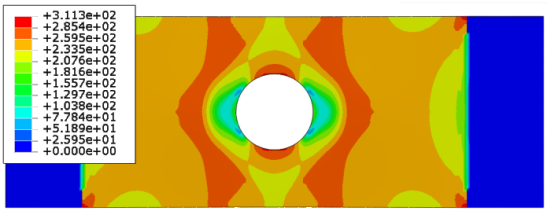
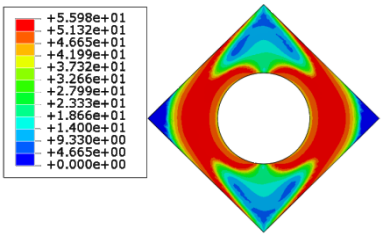
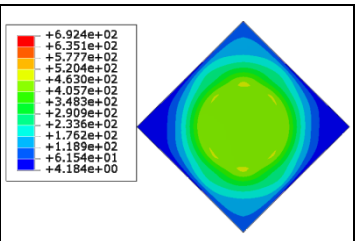
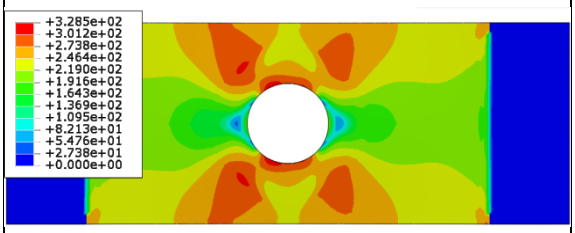
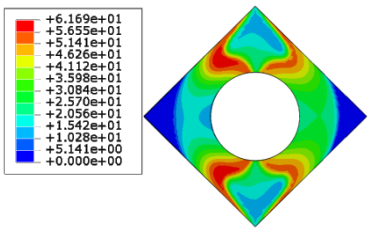
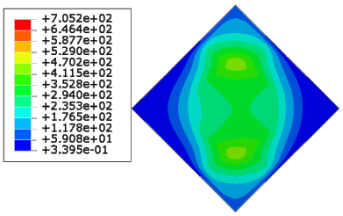
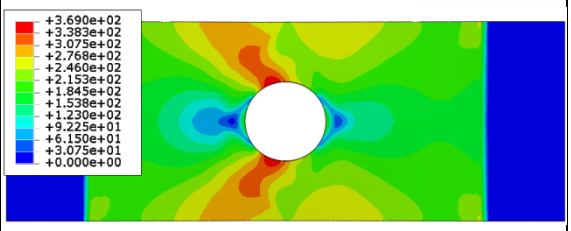
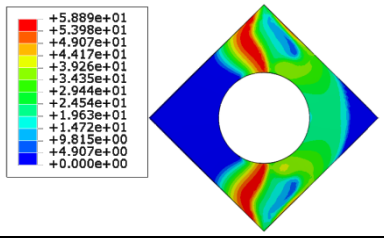
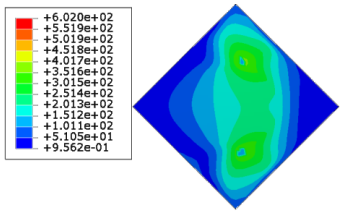
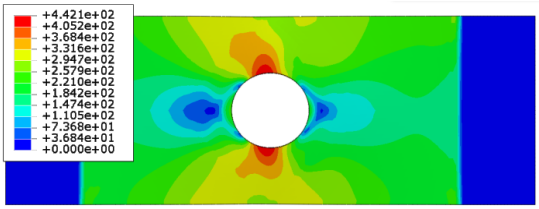
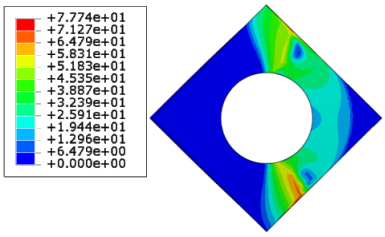
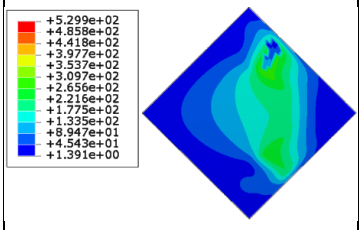
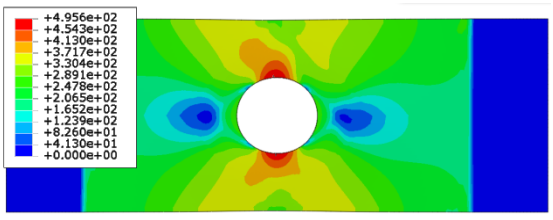
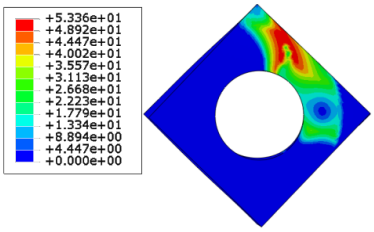
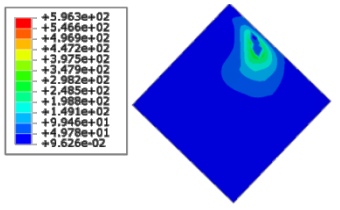
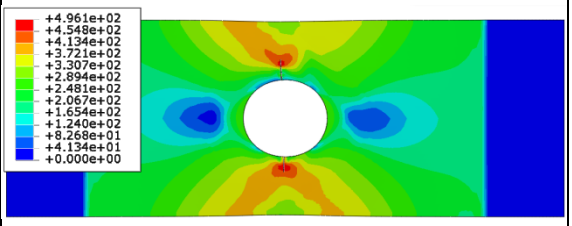
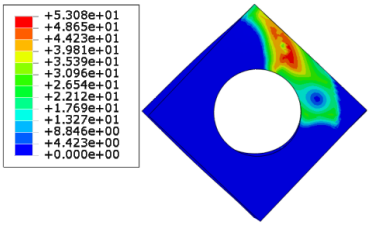
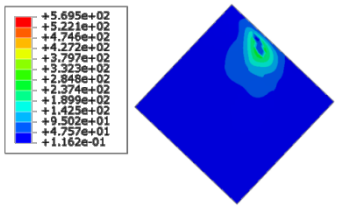
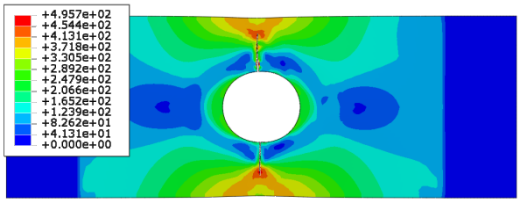
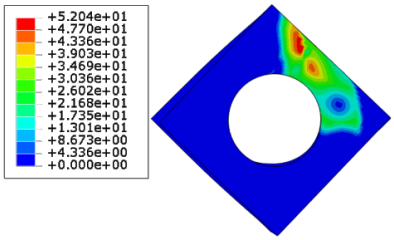
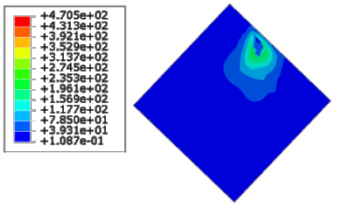
2	+3.113e+02 +2.854e+02 +2.595e+02 +2.335e+02 +2.076e+02 +1.816e+02 +1.557e+02 +1.297e+02 +1.038e+02 +7.784e+01 +5.189e+01 +2.595e+01 +0.000e+00	+5.598e+01 +5.132e+01 +4.665e+01 +4.199e+01 +3.732e+01 +3.266e+01 +2.799e+01 +2.333e+01 +1.866e+01 +1.400e+01 +9.330e+00 +4.665e+00 +0.000e+00	+6.924e+02 +6.351e+02 +5.777e+02 +5.204e+02 +4.630e+02 +4.057e+02 +3.483e+02 +2.909e+02 +2.336e+02 +1.762e+02 +1.189e+02 +6.154e+01 +4.184e+00
3	+3.285e+02 +3.012e+02 +2.738e+02 +2.464e+02 +2.190e+02 +1.916e+02 +1.643e+02 +1.369e+02 +1.095e+02 +8.213e+01 +5.476e+01 +2.738e+01 +0.000e+00	+6.169e+01 +5.655e+01 +5.141e+01 +4.626e+01 +4.112e+01 +3.598e+01 +3.084e+01 +2.570e+01 +2.056e+01 +1.542e+01 +1.028e+01 +5.141e+00 +0.000e+00	+7.052e+02 +6.464e+02 +5.877e+02 +5.290e+02 +4.702e+02 +4.115e+02 +3.528e+02 +2.940e+02 +2.353e+02 +1.765e+02 +1.178e+02 +5.908e+01 +3.395e-01
4	+3.690e+02 +3.383e+02 +3.075e+02 +2.768e+02 +2.460e+02 +2.153e+02 +1.845e+02 +1.538e+02 +1.230e+02 +9.225e+01 +6.150e+01 +3.075e+01 +0.000e+00	+5.889e+01 +5.398e+01 +4.907e+01 +4.417e+01 +3.926e+01 +3.435e+01 +2.944e+01 +2.454e+01 +1.963e+01 +1.472e+01 +9.815e+00 +4.907e+00 +0.000e+00	+6.020e+02 +5.519e+02 +5.019e+02 +4.518e+02 +4.017e+02 +3.516e+02 +3.015e+02 +2.514e+02 +2.013e+02 +1.512e+02 +1.011e+02 +5.105e+01 +9.562e-01
5	+4.421e+02 +4.052e+02 +3.684e+02 +3.316e+02 +2.947e+02 +2.579e+02 +2.210e+02 +1.842e+02 +1.474e+02 +1.105e+02 +7.368e+01 +3.684e+01 +0.000e+00	+7.774e+01 +7.127e+01 +6.479e+01 +5.831e+01 +5.183e+01 +4.535e+01 +3.887e+01 +3.239e+01 +2.591e+01 +1.944e+01 +1.296e+01 +6.479e+00 +0.000e+00	+5.299e+02 +4.858e+02 +4.418e+02 +3.977e+02 +3.537e+02 +3.097e+02 +2.656e+02 +2.216e+02 +1.775e+02 +1.335e+02 +8.947e+01 +4.543e+01 +1.391e+00
6	+4.956e+02 +4.543e+02 +4.130e+02 +3.717e+02 +3.304e+02 +2.891e+02 +2.478e+02 +2.065e+02 +1.652e+02 +1.239e+02 +8.260e+01 +4.130e+01 +0.000e+00	+5.336e+01 +4.892e+01 +4.447e+01 +4.002e+01 +3.557e+01 +3.113e+01 +2.668e+01 +2.223e+01 +1.779e+01 +1.334e+01 +8.894e+00 +4.447e+00 +0.000e+00	+5.963e+02 +5.466e+02 +4.969e+02 +4.472e+02 +3.975e+02 +3.479e+02 +2.982e+02 +2.485e+02 +1.988e+02 +1.491e+02 +9.946e+01 +4.978e+01 +9.626e-02
7	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00	+5.308e+01 +4.865e+01 +4.423e+01 +3.981e+01 +3.539e+01 +3.096e+01 +2.654e+01 +2.212e+01 +1.769e+01 +1.327e+01 +8.846e+00 +4.423e+00 +0.000e+00	+5.695e+02 +5.221e+02 +4.746e+02 +4.272e+02 +3.797e+02 +3.323e+02 +2.848e+02 +2.374e+02 +1.899e+02 +1.425e+02 +9.502e+01 +4.757e+01 +1.162e-01
8	+4.957e+02 +4.544e+02 +4.131e+02 +3.718e+02 +3.305e+02 +2.892e+02 +2.479e+02 +2.066e+02 +1.652e+02 +1.239e+02 +8.262e+01 +4.131e+01 +0.000e+00	+5.204e+01 +4.770e+01 +4.336e+01 +3.903e+01 +3.469e+01 +3.036e+01 +2.602e+01 +2.168e+01 +1.735e+01 +1.301e+01 +8.673e+00 +4.336e+00 +0.000e+00	+4.705e+02 +4.313e+02 +3.921e+02 +3.529e+02 +3.137e+02 +2.745e+02 +2.353e+02 +1.961e+02 +1.569e+02 +1.177e+02 +7.850e+01 +3.931e+01 +1.087e-01

Figure II. 38 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch en forme de losange).

Pour la structure réparée par un patch en diamant, la zone endommagée recouverte par le patch est très petite, ce qui provoque des contraintes élevées dans la plaque lorsque la charge appliquée augmente. La charge maximale de la structure réparée est rapidement atteinte, provoquant l'apparition rapide du décollement de l'adhésif. La zone de concentration de contraintes dans l'adhésif est importante et le patch n'assure un transfert de charge que sur une très petite zone. Une fois la charge maximale de la structure réparée atteinte (point 3), la zone de forte concentration de contraintes s'étend sur la majeure partie de la couche adhésive, les deux bords de l'adhésif sont endommagés et le patch se décolle. La charge ne sera transférée que par la zone intérieure du patch et la plaque présentera des concentrations de contraintes élevées. Les dommages à l'adhésif se propagent rapidement, ce qui limite le transfert de charge sur le patch et provoque l'initiation d'une fissure au niveau de l'encoche. La charge appliquée chute et les deux fissures se propagent sur les bords de la plaque, tandis que l'adhésif est totalement endommagé. (Points 7 et 8)

II.8.5.4 Patch de forme elliptique

Pour la structure réparée par un patch de forme elliptique, la courbe charge-déplacement est présentée sur la Figure II. 39. La Figure II. 40 montre les niveaux de contrainte de von Mises correspondants pour les différents points définis.

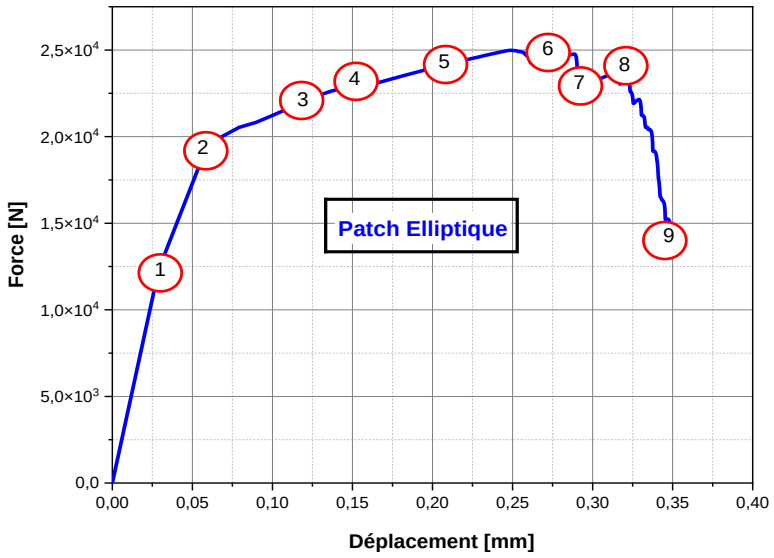
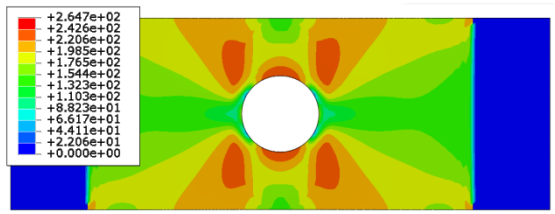
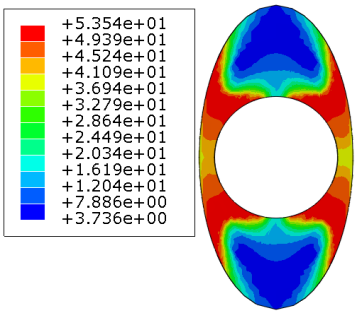
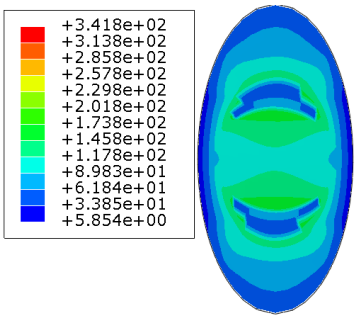
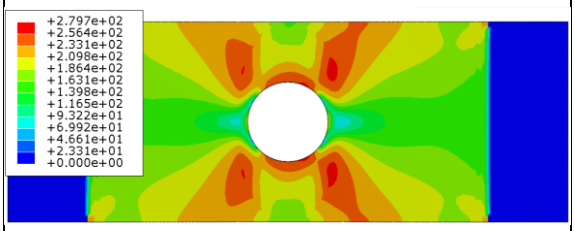
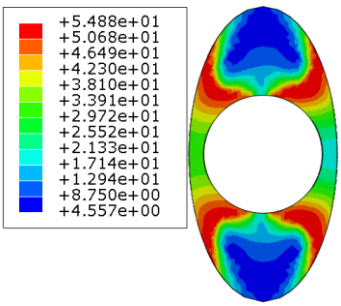
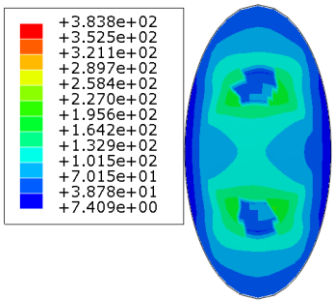
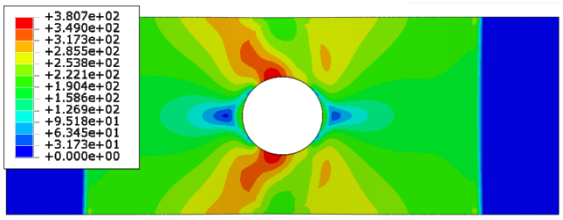
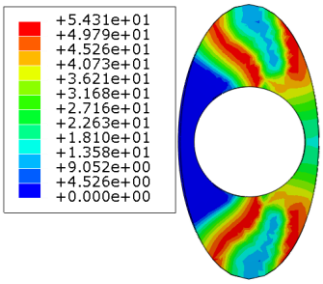
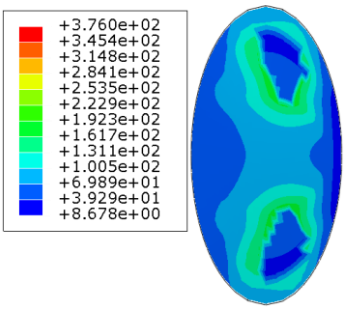
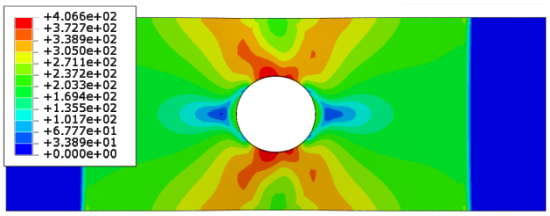
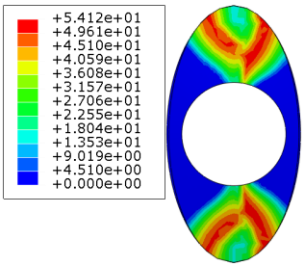
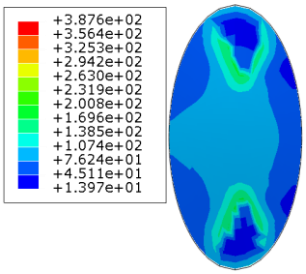
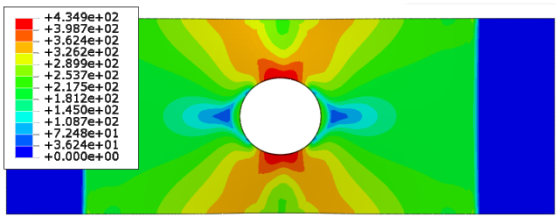
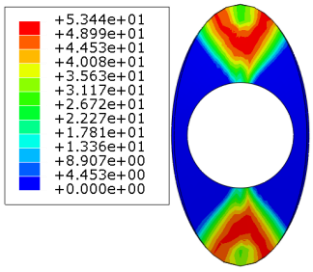
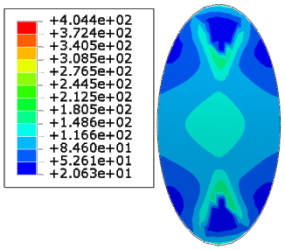


Figure II. 39 : Courbe charge-déplacement de traction d'une structure endommagée réparée par un patch elliptique.

	Plaque	Adhesive	Patch
1			
2			
3			
4			
5			

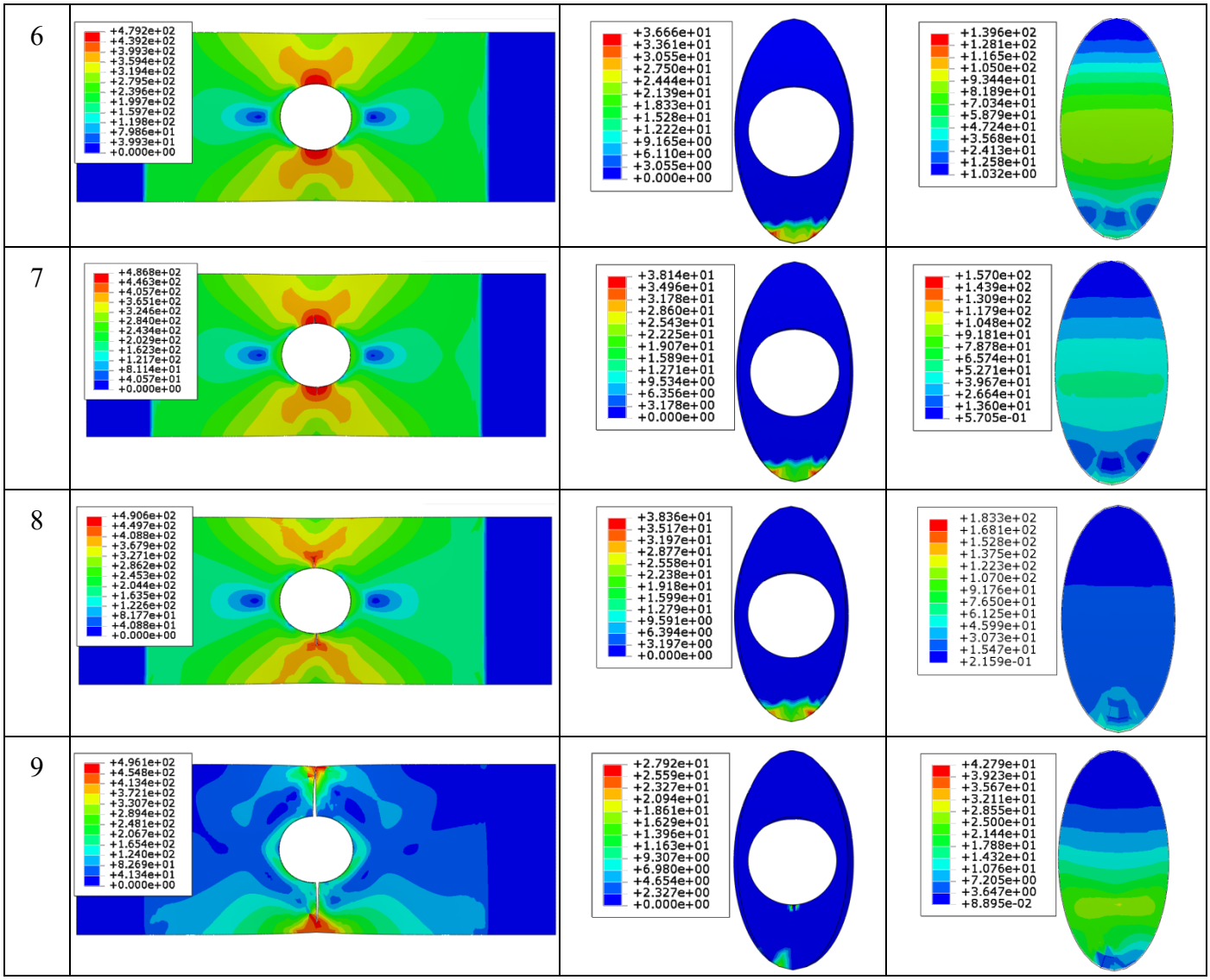


Figure II. 40 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (patch de forme elliptique).

Pour la structure réparée par un patch elliptique, la longueur du patch est très petite. Compte tenu de la présence de l'entaille, des concentrations de contraintes importantes apparaissent dans la couche adhésive. En raison de l'interaction des bords sans encoche du patch, la zone couverte par le patch est très petite. Ainsi, la plupart des contraintes transférées au patch se répartissent sur une petite surface dans l'adhésif, ce qui provoque une forte concentration de contraintes. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, l'adhésif absorbe de plus en plus de contraintes de la zone endommagée pour les transférer au patch. Le décollement adhésif apparaît rapidement (point 3) avec une ampleur plus importante par rapport aux autres formes de patch, ce qui limite le transfert de charge sur le patch, provoquant ensuite l'apparition de la fissure au niveau de l'entaille (Points 8 et 9).

II.8.6 Analyse du décollement adhésif en fonction du rayon d'entaille

Pour analyser la propagation des dommages dans l'adhésif, et par conséquent le décollement du patch en fonction des dimensions de l'entaille, deux diamètres d'entaille ont été sélectionnés, à savoir D=12mm (Figure II. 41.a) et D=28mm (Figure II. 40.b). Pour cette partie de l'étude, la forme du patch composite est considérée carrée. Les courbes charge-déplacement correspondantes sont présentées sur la Figure II. 41.

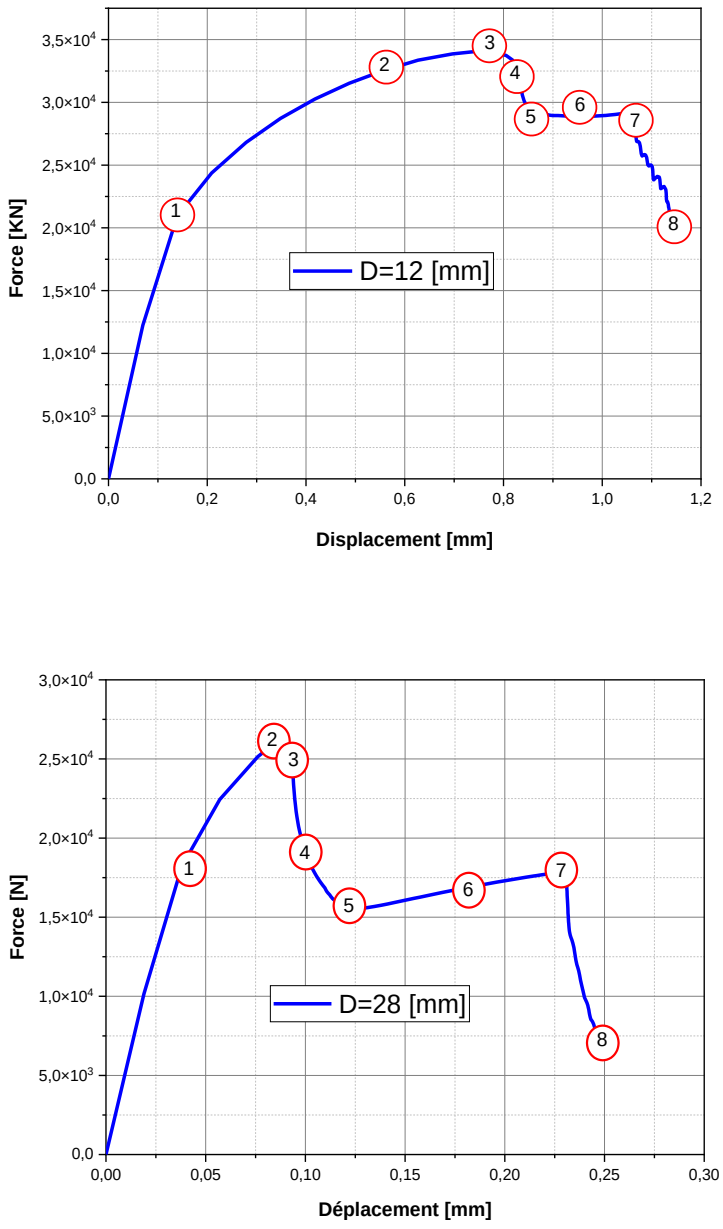
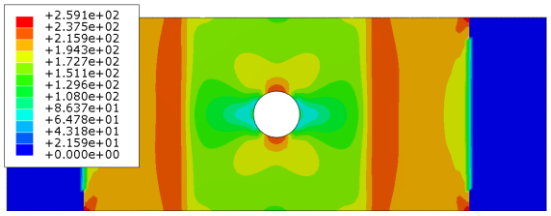
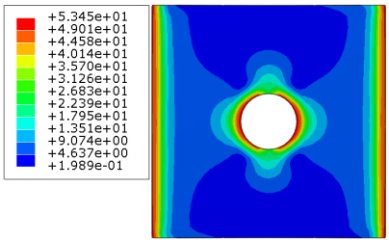
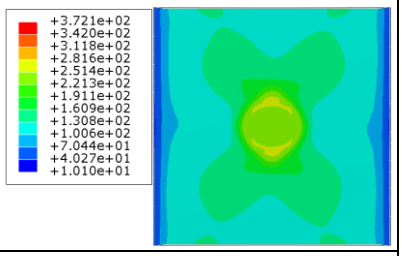
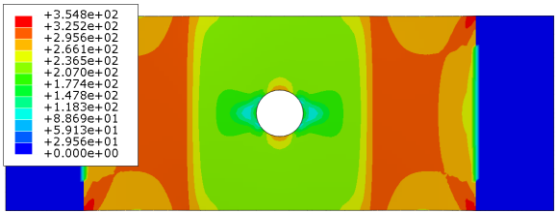
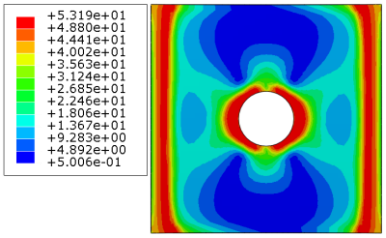
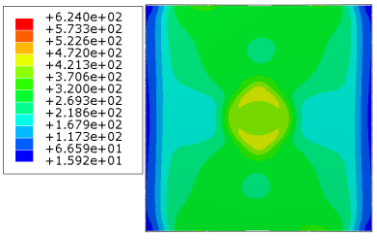
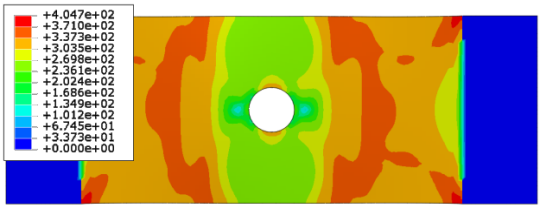
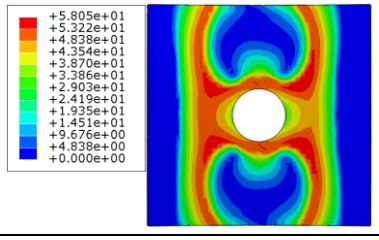
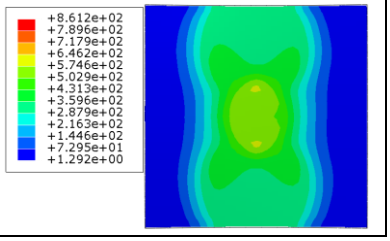


Figure II. 41 : Courbe charge-déplacement de la plaque réparée par patch composite, D=12mm et D=28mm.

L'analyse du niveau de contrainte est présentée dans les Figure II. 42 et Figure II. 43 pour les deux diamètres d'entaille. On constate clairement que, pour un diamètre d'entaille minimal par rapport à la largeur de la plaque, la résistance de la plaque est plus élevée, ce qui est encore renforcé en présence de la pastille de réparation. Les contraintes sont concentrées sur la zone endommagée de la plaque. Au niveau de l'adhésif, on note une zone de fortes concentrations de contraintes au niveau des deux bords et de l'encoche. Le patch absorbe les contraintes au niveau de l'encoche. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, la zone de forte concentration de contraintes devient plus grande, l'adhésif transfère plus de contraintes au patch et atteint sa limite ultime dans les zones de forte concentration de contraintes. Cette zone de forte concentration de contraintes dépend de la taille de l'encoche. Une fois la charge maximale atteinte, une zone de décollement apparaît dans l'adhésif essentiellement au niveau de ses deux bords, ce qui génère une forte concentration de contraintes au niveau de la zone centrale du patch. Si le diamètre de l'encoche est grand, la charge maximale est rapidement atteints et, par conséquent, les dommages à l'adhésif apparaissent et se propagent rapidement. Une fois la charge maximale dépassée, la zone de décollement atteint une taille maximale et le patch n'assure qu'un minimum de transfert de charge, ce qui provoque l'apparition d'une fissure dans la plaque réparée (Points 7 et 8).

	Paque	Adhesive	Patch
1			
2			
3			

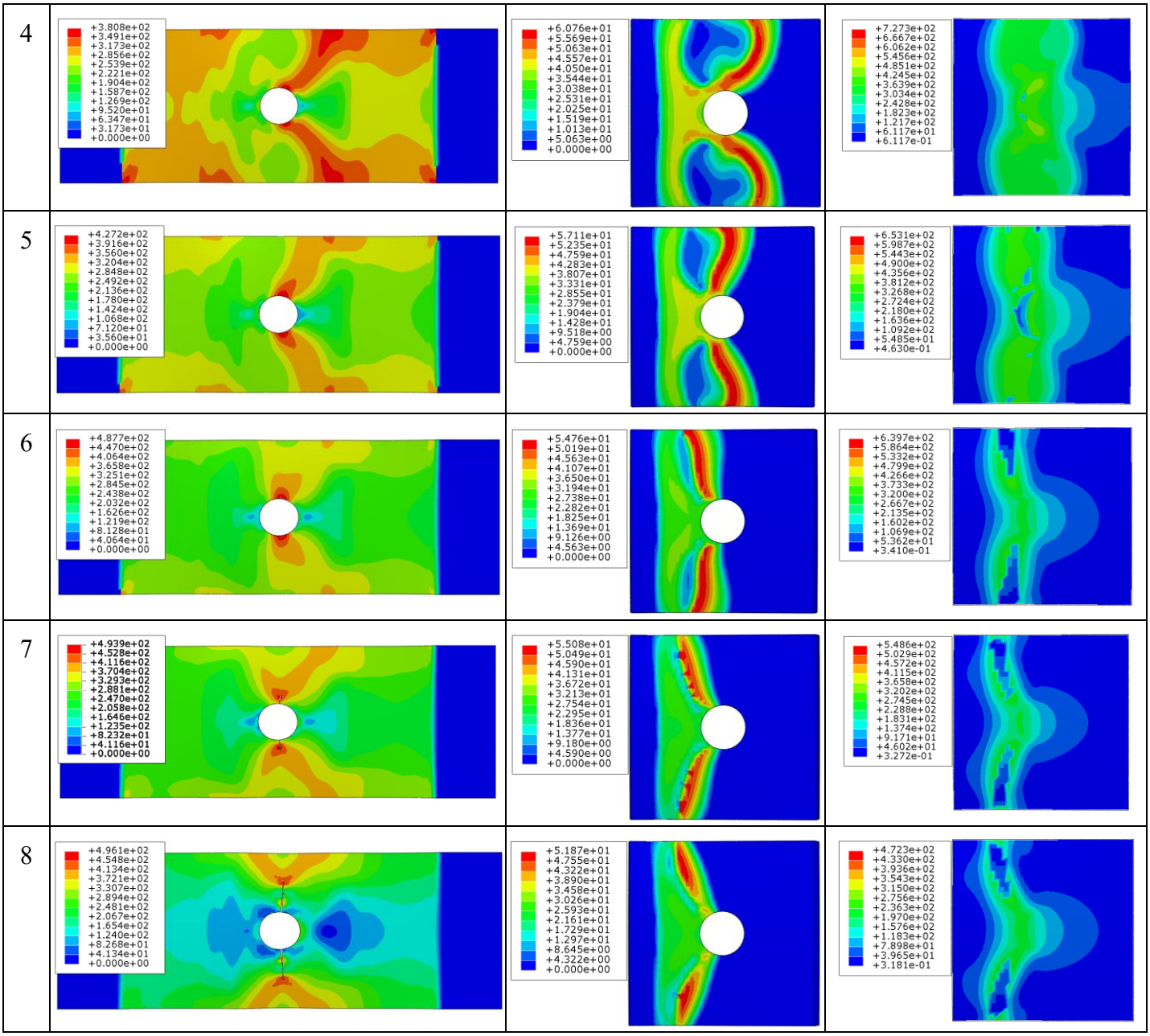
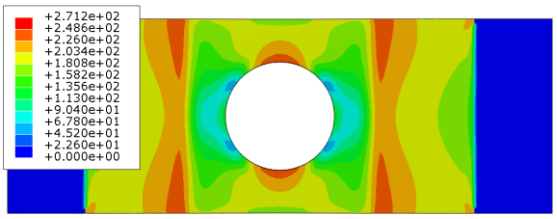
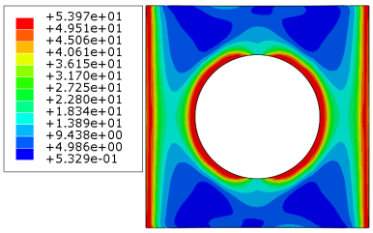
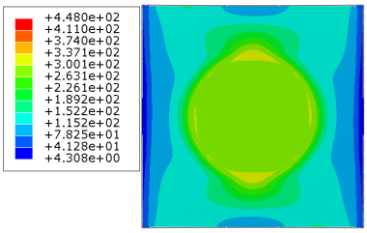
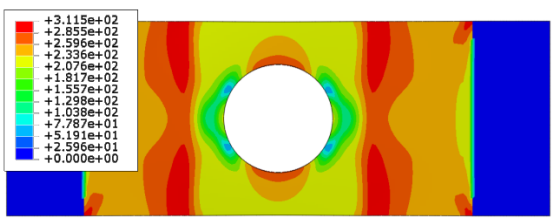
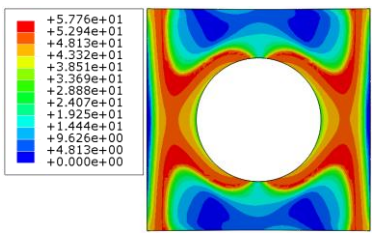
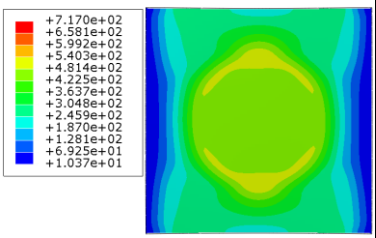


Figure II. 42 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (diamètre d'encoche 12 mm).

Le niveau de contrainte dans la plaque dépend fortement de la charge appliquée (Figure II. 42). Le patch absorbe une quantité de cette contrainte à travers l'adhésive. La forte concentration de contrainte transférer vers le patch entraine une diminution de la résistance de l'adhésive entrainant ainsi l'apparition du décollement. Une fois la charge appliquée atteint une valeur critique et avec l'endommagement de l'adhésive, la zone réparée devient hétérogène en répartition de contrainte ce qui provoque une forte concentration de contrainte au niveau de la tête de l'entaille. Au fur et à mesure que le décollement se propage, l'absorption des contraintes

devient faible et une fissure s'amorce au niveau de l'entaille qui se propage rapidement vers les bords libres de la plaque.

Si la taille du diamètre de l'entaille est importante devant la largeur de la plaque, le niveau de contraintes dans la plaque (Figure II. 43) montre une forte concentration de contrainte au niveau de l'entaille et au niveau du bords libre de la plaque. Même en présence du patch composite, cette forte concentration de contrainte demeure dans la plaque et par conséquent l'adhésive travaille en petite surface générant ainsi une interaction entre deux zones de forte concertation de contrainte puisque la distance entre les bords libre de l'adhésive et l'entaille est minimale. Une fois le décollement apparait et tôt pour une charge plus faible que pour le cas précédent (diamètre de l'entaille 12mm), les deux zones de fortes concentrations de contrainte se croisent entre elles. L'adhésive devient active qu'au niveau de se surface centrale ce qui génère une forte concertation de contrainte au niveau du bord du patch et la zone adjacente de la zone endommagée devient elle-même sollicité. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, l'adhésive s'endommage de plus en plus et le patch devient moins active dans le transfert de charge ce qui provoque une forte concentration de contrainte au niveau de l'entaille qui amorce une fissure qui se propage rapidement vers les bords libres de la plaque.

	plaque	Adhesive	Patch
1			
2			

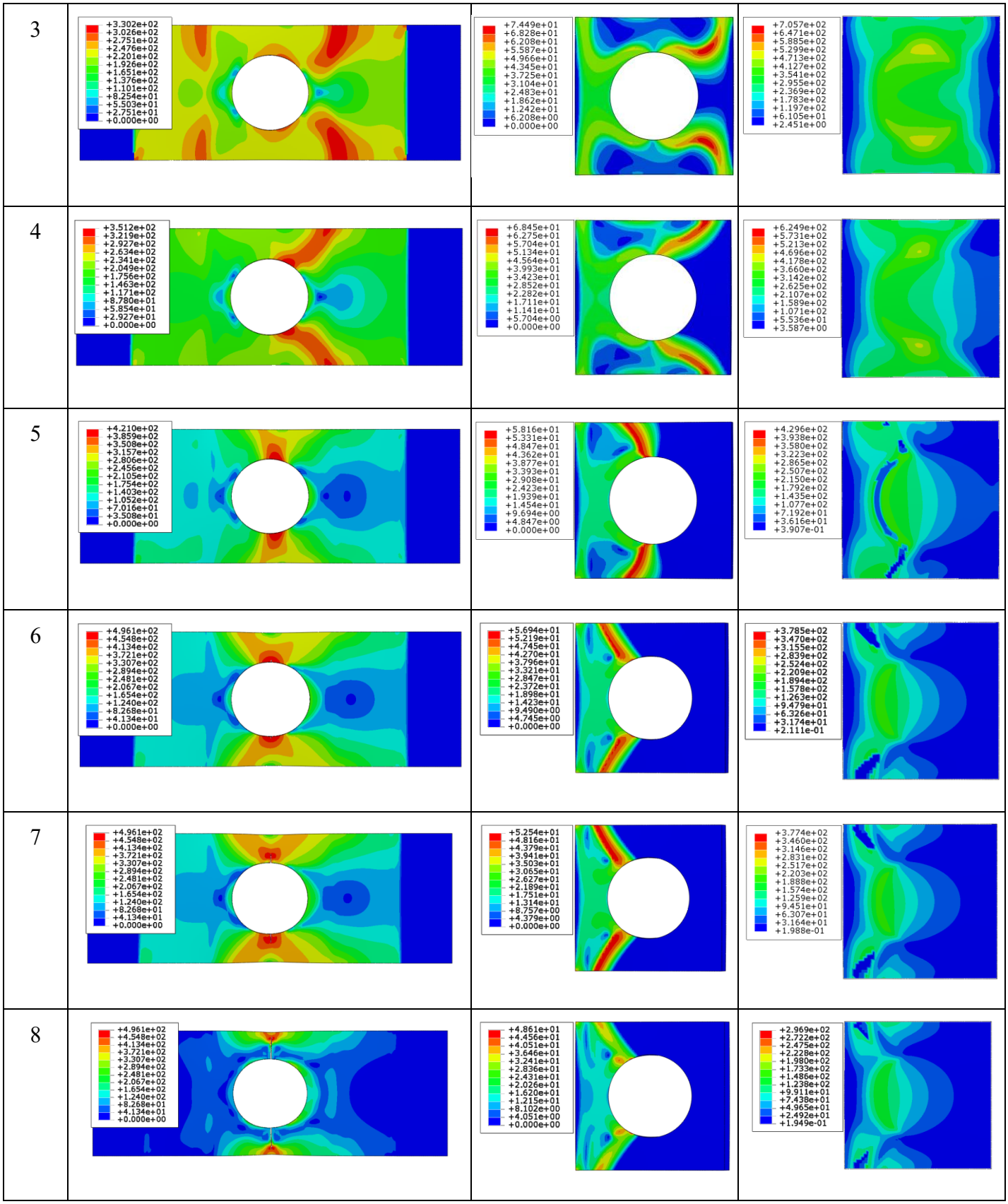


Figure II. 43 : Niveaux de contrainte de von Mises dans le patch et la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (diamètre d'encoche 28 mm).

II.9 Conclusion

L'analyse numérique d'une structure en aluminium 2024-T3 réparée par patch composite simple et double a été présentée dans cette étude. Les l'analyse numérique a été effectuée dans ABAQUS en utilisant la combinaison de les deux techniques : XFEM pour l'endommagement de la plaque et CZM pour l'adhésif décollement. Les principales conclusions génériques sont les suivantes :

- La prédiction du comportement, par l'approche CZM/XFEM, d'un et plaque d'aluminium réparée, sous la forme d'un déplacement de charge courbe, a été réalisée avec succès et l'approche validé ;

- Propagation de fissures dans la plaque d'aluminium et décollement de la colle ils ont été simultanément simulés avec succès. Les conclusions suivantes ont été tirées après l'analyse numérique.

- Le modèle numérique a été validé suite à une sensibilité du maillage étude (choix du type de maille et de la densité) ;

- La présence du patch composite dans la réparation de l'abîmé la structure offre une plus grande résistance et assure une redistribution plus douce des contraintes au niveau de la zone endommagée en soulageant contraintes au niveau de l'entaille ;

- L'utilisation des deux techniques (XFEM et CZM) permet d'analyser la structure réparée jusqu'à la rupture définitive ;

- L'utilisation des deux techniques (XFEM et CZM) permet de stresser analyse dans différents substrats ; - Le pelage adhésif dépend fortement de la taille de la zone endommagée dans la plaque (taille de l'encoche) et sur la charge appliquée ;

- La forme du patch est un paramètre important à prendre en considération pour assurer un transfert efficace des contraintes de la plaque, pour minimiser les contraintes dans l'adhésif, et pour éviter un décollement rapide ;

- La taille de la zone de collage du patch est pertinente pour le comportement de la structure. Si la zone de liaison est minimale et la taille de la zone endommagée est grande, la zone de

transfert de charge à travers l'adhésif sera minimale et, par conséquent, des concentrations de contraintes élevées conduiront à une séparation rapide pour faibles charges appliquées.

II.10 Références

[1] Andreas T Echtermeyer, Dag McGeorge, Jan Weitzenböck, et Jon Harald L Grave, « Bonded patch repairs for metallic structures – A new recommended practice », 2014. https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684413510754 (consulté le 25 juillet 2022).

[2] A. H. Makwana, N. Vyas, et R. S. Barot, « Numerical investigation of composite patch repair of inclined cracked panel using XFEM », Mater. Today Proc., vol. 45, p. 5128-5133, janv. 2021, doi: 10.1016/j.matpr.2021.01.643.

[3] S. Pantelakis et K. Tserpes, Revolutionizing Aircraft Materials and Processes. Springer Nature, 2020.

[4] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, et M. Ratwani, « Stress distribution in a 2024-T3 aluminum plate with a circular notch, repaired by a graphite/epoxy composite patch », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 29, nº 3, p. 225-233, avr. 2009, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2008.05.004.

[5] A. Makwana, A. A. Shaikh, A. K. Bakare, et C. Saikrishna, « 3D Numerical Investigation of Aluminum 2024-T3 Plate Repaired with Asymmetric and Symmetric Composite Patch », Mater. Today Proc., vol. 5, nº 11, p. 23638-23647, 2018, doi: 10.1016/j.matpr.2018.10.153.

[6] S. M. Fekih, A. Albedah, F. Benyahia, M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, et A. Miloudi, « Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures », Mater. Des., vol. 41, p. 171-176, oct. 2012, doi: 10.1016/j.matdes.2012.04.025.

[7] S. M. A. Khan et M. Essaheb, « Effect of Patch Thickness on the Repair Performance of Bonded Composite Repair in Cracked Aluminum Plate », Mater. Today Proc., vol. 4, nº 8, p. 9020-9028, janv. 2017, doi: 10.1016/j.matpr.2017.07.255.

[8] X.-J. Gong, P. Cheng, S. Aivazzadeh, et X. Xiao, « Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures », Compos. Struct., vol. 123, p. 292-300, mai 2015, doi: 10.1016/j.compstruct.2014.12.048.

[9] M. Ramji, R. Srilakshmi, et M. Bhanu Prakash, « Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM », Compos. Part B Eng., vol. 45, nº 1, p. 710-720, févr. 2013, doi: 10.1016/j.compositesb.2012.07.049.

[10] A. Mahadesh Kumar et S. A. Hakeem, « Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet », Compos. Struct., vol. 49, nº 3, p. 285-292, juill. 2000, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00005-2.

[11] T. Ting, R. Jones, W. K. Chiu, I. H. Marshall, et J. M. Greer, « Composite repairs to rib stiffened panels », Compos. Struct., vol. 47, nº 1, p. 737-743, déc. 1999, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00046-5.

[12] R. Jones et W. K. Chiu, « Composite repairs to cracks in thick metallic components », Compos. Struct., vol. 44, nº 1, p. 17-29, janv. 1999, doi: 10.1016/S0263-8223(98)00108-1.

[13] A. Baker, « Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure », Compos. Struct., vol. 47, nº 1, p. 431-443, déc. 1999, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00011-8.

[14] A. Baker et Jones, Bonded Repair of Aircraft Structures. Springer Science & Business Media, 2012.

[15] H. Hosseini-Toudeshky, G. Sadeghi, et H. R. Daghyani, « Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminum panels with glass/epoxy composite patches », Compos. Struct., vol. 71, p. 401-406, déc. 2005, doi: 10.1016/j.compstruct.2005.09.032.

[16] R. J. . B. Rocha et R. D. S. G. Campilho, « Evaluation of different modelling conditions in the cohesive zone analysis of single-lap bonded joints », J. Adhes., vol. 94, nº 7, p. 562-582, juin 2018, doi: 10.1080/00218464.2017.1307107.

[17] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, S. Cohendouz, et M. Ratwani, « Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities », Comput. Mater. Sci., vol. 48, nº 1, p. 83-93, mars 2010, doi: 10.1016/j.commatsci.2009.12.005.

[18] A. Yousefi, S. Jolaiy, R. Hedayati, A. Serjouei, et M. Bodaghi, « Fatigue Life Improvement of Cracked Aluminum 6061-T6 Plates Repaired by Composite Patches », Materials, vol. 14, nº 6, p. 1421, mars 2021, doi: 10.3390/ma14061421.

[19] A. Saylik et M. O. Kaman, « Nonlinear stress analysis of v-notched aluminum plates repaired with the wet patch technique », J. Adhes., vol. 95, nº 1, p. 23-43, janv. 2019, doi: 10.1080/00218464.2017.1381021.

[20] V. Sabelkin, S. Mall, et J. B. Avram, « Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch », Eng. Fract. Mech., vol. 73, nº 11, p. 1553-1567, juill. 2006, doi: 10.1016/j.engfracmech.2006.01.029.

[21] H. Jiang, « Numerical prediction for effects of fiber orientation on perforation resistance behaviors of patch-repaired composite panel subjected to projectile impact », Thin-Walled Struct., vol. 144, p. 106325, nov. 2019, doi: 10.1016/j.tws.2019.106325.

[22] N. Kaddouri, K. Madani, L. Rezgani, M. Mokhtari, et X. Feaugas, « Analysis of the effect of modifying the thickness of a damaged and repaired plate by composite patch on the J-Integral; effect of bonding defects », J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng., vol. 42, nº 8, p. 426, août 2020, doi: 10.1007/s40430-020-02515-y.

[23] M. O. Kaman et F. Cetisli, « Effect of fiber orientation angle on patch repaired composite plates », Mater. Test., vol. 63, nº 5, p. 436-441, mai 2021, doi: 10.1515/mt-2020-0074.

[24] A. Belhoucine et K. Madani, « Effect of the composite patch beveling on the reduction of stresses in 2024-T3 Aluminum structure damaged and repaired by composite, hybrid patch repair », Struct. Eng. Mech., vol. 82, nº 1, Art. nº 1, janv. 2022.

[25] N. Kaddouri, M. Kouider, M. B. Amine, et X. Feaugas, « Analysis of the presence of bonding defects on the fracture behavior of a damaged plate repaired by composite patch », Frat. Ed Integrità Strutt., vol. 13, nº 49, Art. nº 49, juin 2019, doi: 10.3221/IGF-ESIS49.33.

[26] L. Rezgani, K. Madani, X. Feaugas, S. Touzain, S. Cohendoz, et J. Valette, « Influence of water ingress onto the crack propagation rate in a AA2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch », Aerosp. Sci. Technol., vol. 55, p. 359-365, août 2016, doi: 10.1016/j.ast.2016.06.010.

[27] M. Belhouari, B. B. Bouiadjra, A. Megueni, et K. Kaddouri, « Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis », Compos. Struct., vol. 1, nº 65, p. 47-53, 2004, doi: 10.1016/j.compstruct.2003.10.005.

[28] W. Oudad et al., « Effect of humidity absorption by the adhesive on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures », Compos. Part B Eng., vol. 43, nº 8, p. 3419-3424, déc. 2012, doi: 10.1016/j.compositesb.2012.01.028.

[29] T. V. R. S. Umamaheswar et R. Singh, « Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet », Eng. Fract. Mech., vol. 62, nº 2, p. 267-289, janv. 1999, doi: 10.1016/S0013-7944(98)00088-5.

[30] C. N. Duong et C. H. Wang, Composite Repair: Theory and Design. Elsevier, 2010.

[31] A. J. Russell et P. C. Bowers, « Repairing Delamination with Low Viscosity Epoxy Resins », Advisory Group for Aerospace Research & Developments, Neuilly sur Seine, p. 1-10, 1992.

[32] G. Williams, R. Trask, et I. Bond, « A self-healing carbon fibre reinforced polymer for aerospace applications », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 38, nº 6, p. 1525-1532, juin 2007, doi: 10.1016/j.compositesa.2007.01.013.

[33] M. J. Davis et D. A. Bond, « THE IMPORTANCE OF FAILURE MODE IDENTIFICATION IN ADHESIVE BONDED AIRCRAFT STRUCTURES AND REPAIRS », p. 15, 2010.

[34] B. Talebi et A. Abedian, « Numerical modeling of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum panels with concept of CZM and XFEM », Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng., vol. 230, nov. 2015, doi: 10.1177/0954410015612120.

[35] E. S. Aggelopoulos, T. D. Righiniotis, et M. K. Chryssanthopoulos, « Debonding of adhesively bonded composite patch repairs of cracked steel members », Compos. Part B Eng., vol. 42, nº 5, p. 1262-1270, juill. 2011, doi: 10.1016/j.compositesb.2011.02.004.

[36] S. Mall et D. S. Conley, « Modeling and validation of composite patch repair to cracked thick and thin metallic panels », Compos. Part Appl. Sci. Manuf., vol. 40, nº 9, p. 1331-1339, sept. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2008.08.007.

[37] J. He et G. Xian, « Debonding of CFRP-to-steel joints with CFRP delamination », Compos. Struct., vol. 153, p. 12-20, oct. 2016, doi: 10.1016/j.compstruct.2016.05.100.

[38] R. D. S. G. Campilho, M. D. Banea, J. A. B. P. Neto, et L. F. M. da Silva, « Modelling adhesive joints with cohesive zone models: effect of the cohesive law shape of the adhesive layer », Int. J. Adhes. Adhes., vol. 44, p. 48-56, juill. 2013, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2013.02.006.

[39] H. Zarrinzadeh, M. Z. Kabir, et A. Deylami, « Crack growth and debonding analysis of an aluminum pipe repaired by composite patch under fatigue loading », Thin-Walled Struct., vol. 112, p. 140-148, mars 2017, doi: 10.1016/j.tws.2016.12.023.

[40] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, S. Cohendouz, et M. Ratwani, « Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities », Comput. Mater. Sci., vol. 48, nº 1, p. 83-93, mars 2010, doi: 10.1016/j.commatsci.2009.12.005.

[41] A. Benchiha et K. Madani, « Influence of the presence of defects on the stresses shear distribution in the adhesive layer for the single-lap bonded joint », Struct. Eng. Mech., vol. 53, nº 5, Art. nº 5, janv. 2015.

[42] « Définition | Epoxyde - Époxy - Polyépoxide | Futura Sciences ». https://www.futura-sciences.com/sciences/definitions/chimie-epoxyde-2879/ (consulté le 31 août 2022).

[43] B. Ever J, « CADEC », 1998.

Chapitre III :

Analyse de l'effet de la forme du patch par l'utilisation des techniques CZM et XFEM

III.1 Introduction

La réparation des structures endommagées à l'aide de patchs composites est maintenant largement utilisée, notamment dans l'industrie aéronautique [1][2], avec cette technique on peut retarder la propagation des fissures et ainsi améliorer la tenue en fatigue. Peu de travaux ont étudié l'effet du renforcement préventif des structures sur l'amorçage des fissures. Pour optimiser les performances de la réparation par patch composite, plusieurs paramètres doivent être pris en compte, tels que l'épaisseur du patch, la nature des fibres et de la matrice, la propriété et la séquence de piquetage du patch et l'épaisseur de la colle. Les effets des paramètres qui affectent le comportement de la propagation de la fissure ont été étudiés dans la plupart des études telles que l'influence de la taille et de la forme du patch composite [3], le nombre de plis et leurs orientations [4], l'asymétrie de la structure réparée [5], mise en tension de la pièce avant collage du patch composite [6], plasticité [7], collage imparfait du patch composite [8], contraintes résiduelles [9], ou vieillissement du patch et de l'adhésif [10]et [11] et [12]. D'autres auteurs ont cherché à optimiser la forme géométrique du patch afin de transférer de plus en plus de contraintes vers la tête de fissure ou vers la zone endommagée [13-16]. Sous chargement mécanique, la force du composite ou de l'adhésif dépend de nombreux paramètres tels que la préparation de surface, les défauts ou la forme de l'adhésif le long des bords libres des patchs [17], la présence ou non d'un gradient d'épaisseur vers le bord libre des patchs composites. Il est bien connu qu'à proximité des bords libres du patch composite, les contraintes de cisaillement transversales prennent des valeurs maximales dans l'adhésif [18] qui affectent la réponse mécanique globale de la structure renforcée. Le dépôt d'un cordon de colle au profil bien contrôlé le long du bord libre des patchs composites réduit les contraintes de cisaillement [19, 20]. En revanche, on note que certaines études ont traité la forme du bord libre du patch afin de limiter la contrainte de cisaillement maximale dans l'adhésif [21]. Xiong et Raizenne [22] ont optimisé l'angle et la longueur de la zone de réduction d'épaisseur du patch composite ; ils ont montré que des patchs d'épaisseur décroissante réduisent les contraintes dans l'adhésif car la singularité géométrique est moins prononcée. D'autres travaux ont été effectués sur l'optimisation de la forme du patch composite [23]. Le cas des armatures de forme circulaire ou elliptique a également été traité analytiquement en se basant sur la méthode d'inclusion d'Eshelby [24] et en considérant la zone renforcée comme une inclusion de raideur plus élevée que le reste de la plaque. Le calcul des contraintes dans un renfort elliptique orthotrope est décrit par Rose [25], un grand nombre d'études ont été réalisées sur des plaques de forme polygonale. Ils sont généralement basés sur cette méthode d'inclusion elliptique et sur

l'algorithme de Rodin [26] qui permet d'adapter la méthode d'Eshelby aux inclusions polygonales et polyédriques. Duong a étudié le cas d'une plaque renforcée par un patch polygonal de manière symétrique [27], de manière asymétrique [28] et dans le cadre de grands déplacements [29]. Benkheira and al [30] a étudié l'efficacité du double patch ; ils ont prouvé que l'utilisation du double patch réduit significativement le facteur d'intensité de contrainte par rapport à un simple patch. Le facteur d'intensité de contrainte diminue asymptotiquement avec l'épaisseur du patch, la différence relative entre le FIC d'un double et d'un simple patch est quasi constante. Le gain d'épaisseur diminue à mesure que l'épaisseur du patch augmente. De plus, l'utilisation de la forme de patch appropriée peut réduire le niveau de contraintes thermiques résiduelles dues au collage ; ce qui signifie moins de coûts de réparation et, par conséquent, l'adhésif génère moins de contraintes, ce qui peut améliorer la durabilité du composite de réparation.

L'objectif principal de ce chapitre est d'analyser numériquement par la méthode des éléments finis, en utilisant les techniques XFEM et CZM, le comportement à la rupture d'une plaque d'aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par patch composite. L'effet de la forme du patch, principalement la forme de ses bords sur le transfert de charge de la plaque endommagée au patch composite, a été mis en évidence. Les résultats obtenus montrent clairement que l'utilisation d'un patch composite réduit significativement les différentes contraintes à la fois dans la plaque et dans l'adhésif. D'autre part, la modification de la forme des bords du patch assure le transfert de charge et minimise la concentration de contraintes dans le joint adhésif. L'optimisation des bords du patch est essentielle pour assurer à la fois le transfert de charge et la durabilité de la structure réparée.

III.2 Comparaison entre les deux formes du patch circulaire et carré

Dans notre première analyse, nous avons essayé de revoir la comparaison de l'effet entre les deux formes du patch circulaire et carré (Figure III. 1). Les dimensions et les propriétés mécaniques des différents substrats sont les mêmes que celles prises dans le deuxième chapitre.

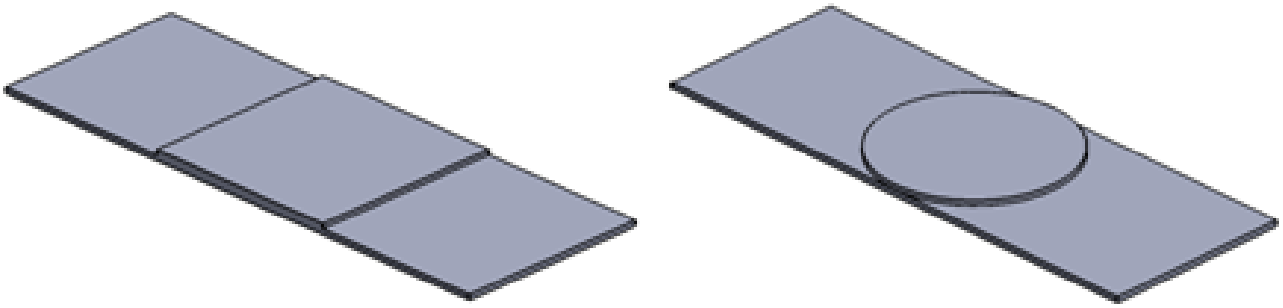


Figure III. 1 : Modèle géométrique de réparation par : a) - patch carré, b) - patch circulaire.

D'après les résultats, sur les deux courbes de traction force d'allongement (Figure III. 2), et puisque les deux patchs couvrent toute la largeur de la plaque, on remarque qu'il n'y a pas une grande différence dans la résistance maximale. A l'exception du déplacement maximal, le patch réparé par patch carré présente plus de déplacement car il couvre plus de surface que le patch circulaire.

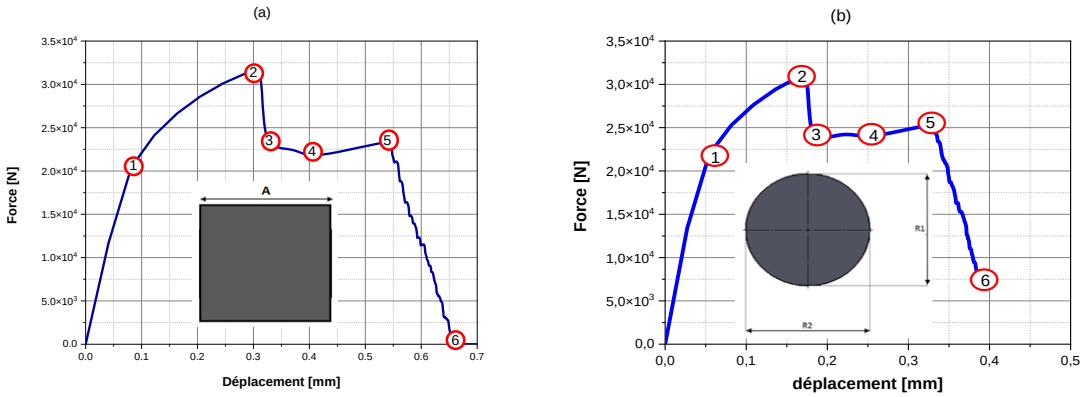
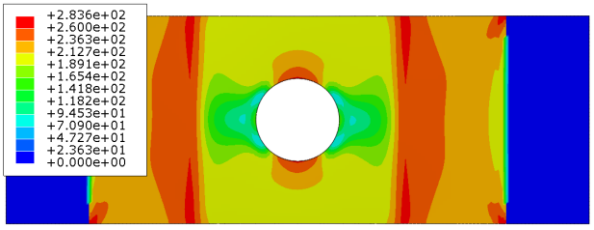
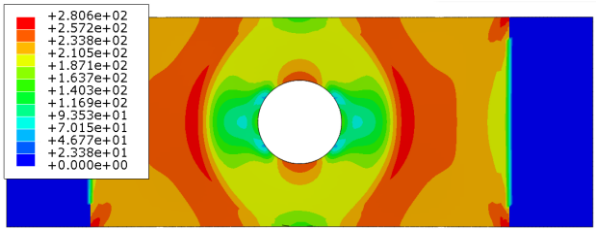
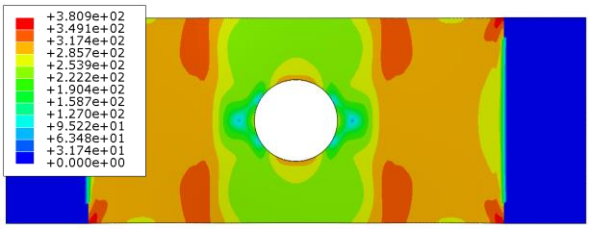
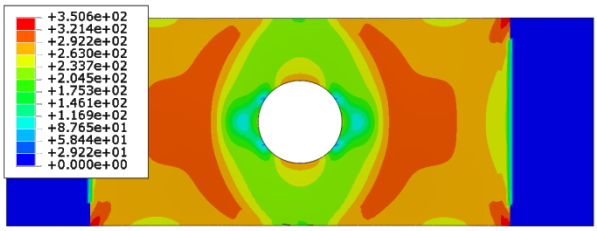


Figure III. 2 : Courbe force-déplacement de la plaque réparée par a) patch carré et b) patch circulaire.

Il est clair que les niveaux de contrainte sont presque similaires pour les deux plaques renforcées pour patch carré et circulaire. La zone de forte concentration de contraintes aux deux bords du patch est bien plus étendue dans le cas d'un patch circulaire que carré. Le patch carré a plus de surface. Au niveau de l'entaille, les contraintes sont les mêmes pour les deux formes de patch. Une fois le décollement amorcé, on constate que la zone de forte concentration de contraintes pour le cas de réparation par patch circulaire est plus étendue que celle du patch carré notamment au niveau de l'entaille.

Cette variation du niveau de contrainte est directement liée au transfert de charge à travers l'adhésif où l'on constate que les contraintes de fortes intensités se situent au niveau des bords

libres et au niveau de l'entaille pour les deux cas de réparation (Figure III.3). Une fois que la charge de traction augmente, cette zone sera plus étendue. Le boîtier de réparation de patch carré a une petite taille de la zone de concentration de contrainte élevée comme pour le boîtier de patch circulaire. Une fois la force maximale atteinte, le patch carré montre plus de dégâts que le circulaire. Cette zone sera plus large à mesure que la force appliquée augmente. Une fois atteinte la force nécessaire pour propager les dommages dans l'adhésif, l'adhésif de forme circulaire a moins de surface de liaison, ce qui signifie que la plaque réparée continue de résister à la charge même après l'apparition du pelage. Le niveau de contrainte dans le patch composite est fortement dépendant du transfert de charge dans l'adhésif (Figure III. 4), il est clair que le patch carré a des contraintes plus élevées que le circulaire ; cela montre clairement l'efficacité de la forme carrée. Le patch carré transfère mieux les contraintes de la zone endommagée et présente une répartition homogène des contraintes au niveau de ces deux bords. Au fur et à mesure que la force appliquée augmente et en même temps que les dommages à l'adhésif se propagent, le patch carré continue de transférer les contraintes de la zone endommagée et a plus de surface de transfert contrairement au patch circulaire qui transmet moins de contraintes en même temps que les dommages de l'adhésif continuent (ou se poursuivent) (Figure III. 5).

Plaque réparée par un patch carré	**Plaque réparée par un patch circulaire**
	
	

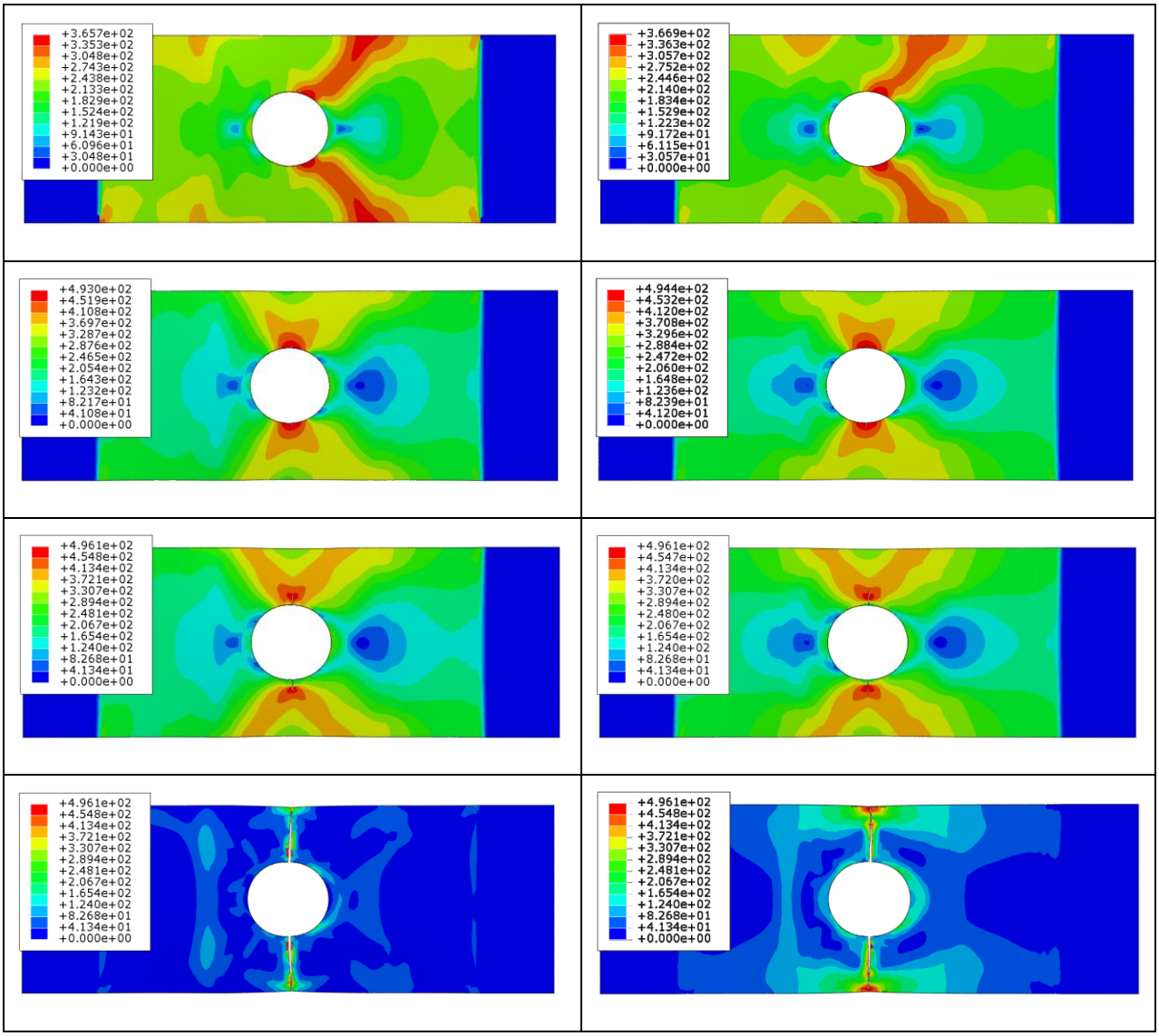
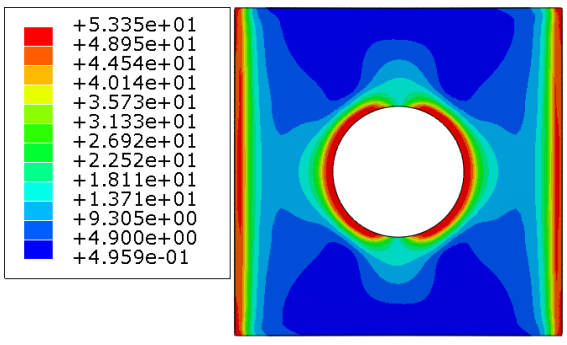
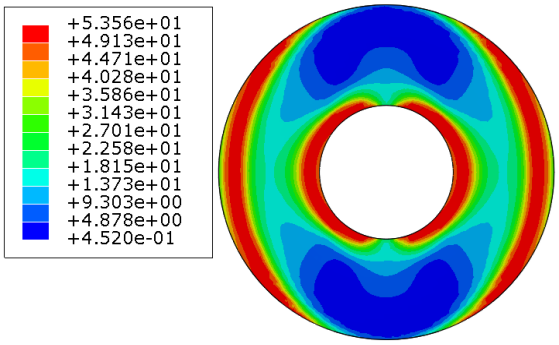
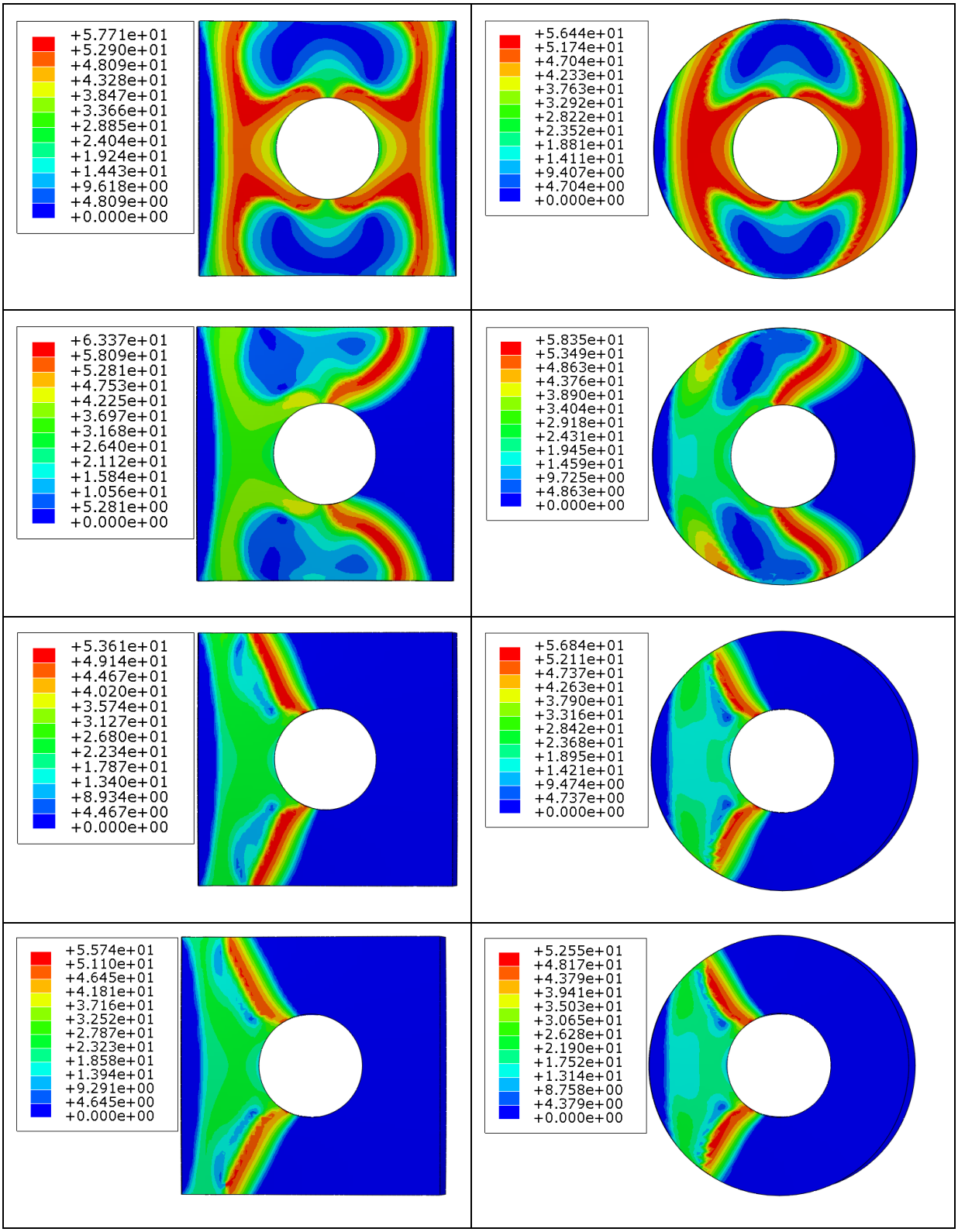


Figure III.3 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées.

Adhésif pour patch carré	Adhésif pour patch circulaire
	


+5.771e+01
+5.290e+01
+4.809e+01
+4.328e+01
+3.847e+01
+3.366e+01
+2.885e+01
+2.404e+01
+1.924e+01
+1.443e+01
+9.618e+00
+4.809e+00
+0.000e+00
+5.644e+01
+5.174e+01
+4.704e+01
+4.233e+01
+3.763e+01
+3.292e+01
+2.822e+01
+2.352e+01
+1.881e+01
+1.411e+01
+9.407e+00
+4.704e+00
+0.000e+00
+6.337e+01
+5.809e+01
+5.281e+01
+4.753e+01
+4.225e+01
+3.697e+01
+3.168e+01
+2.640e+01
+2.112e+01
+1.584e+01
+1.056e+01
+5.281e+00
+0.000e+00
+5.835e+01
+5.349e+01
+4.863e+01
+4.376e+01
+3.890e+01
+3.404e+01
+2.918e+01
+2.431e+01
+1.945e+01
+1.459e+01
+9.725e+00
+4.863e+00
+0.000e+00
+5.361e+01
+4.914e+01
+4.467e+01
+4.020e+01
+3.574e+01
+3.127e+01
+2.680e+01
+2.234e+01
+1.787e+01
+1.340e+01
+8.934e+00
+4.467e+00
+0.000e+00
+5.684e+01
+5.211e+01
+4.737e+01
+4.263e+01
+3.790e+01
+3.316e+01
+2.842e+01
+2.368e+01
+1.895e+01
+1.421e+01
+9.474e+00
+4.737e+00
+0.000e+00
+5.574e+01
+5.110e+01
+4.645e+01
+4.181e+01
+3.716e+01
+3.252e+01
+2.787e+01
+2.323e+01
+1.858e+01
+1.394e+01
+9.291e+00
+4.645e+00
+0.000e+00
+5.255e+01
+4.817e+01
+4.379e+01
+3.941e+01
+3.503e+01
+3.065e+01
+2.628e+01
+2.190e+01
+1.752e+01
+1.314e+01
+8.758e+00
+4.379e+00
+0.000e+00

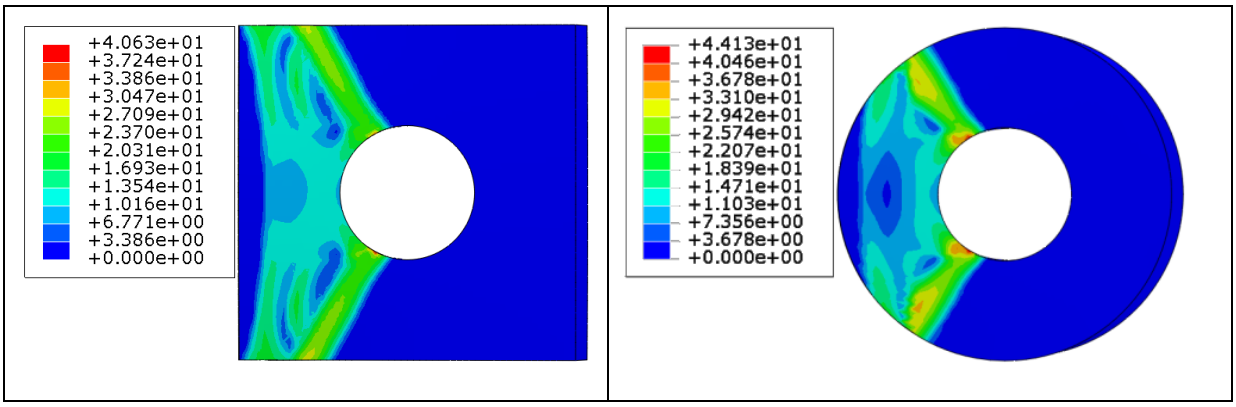
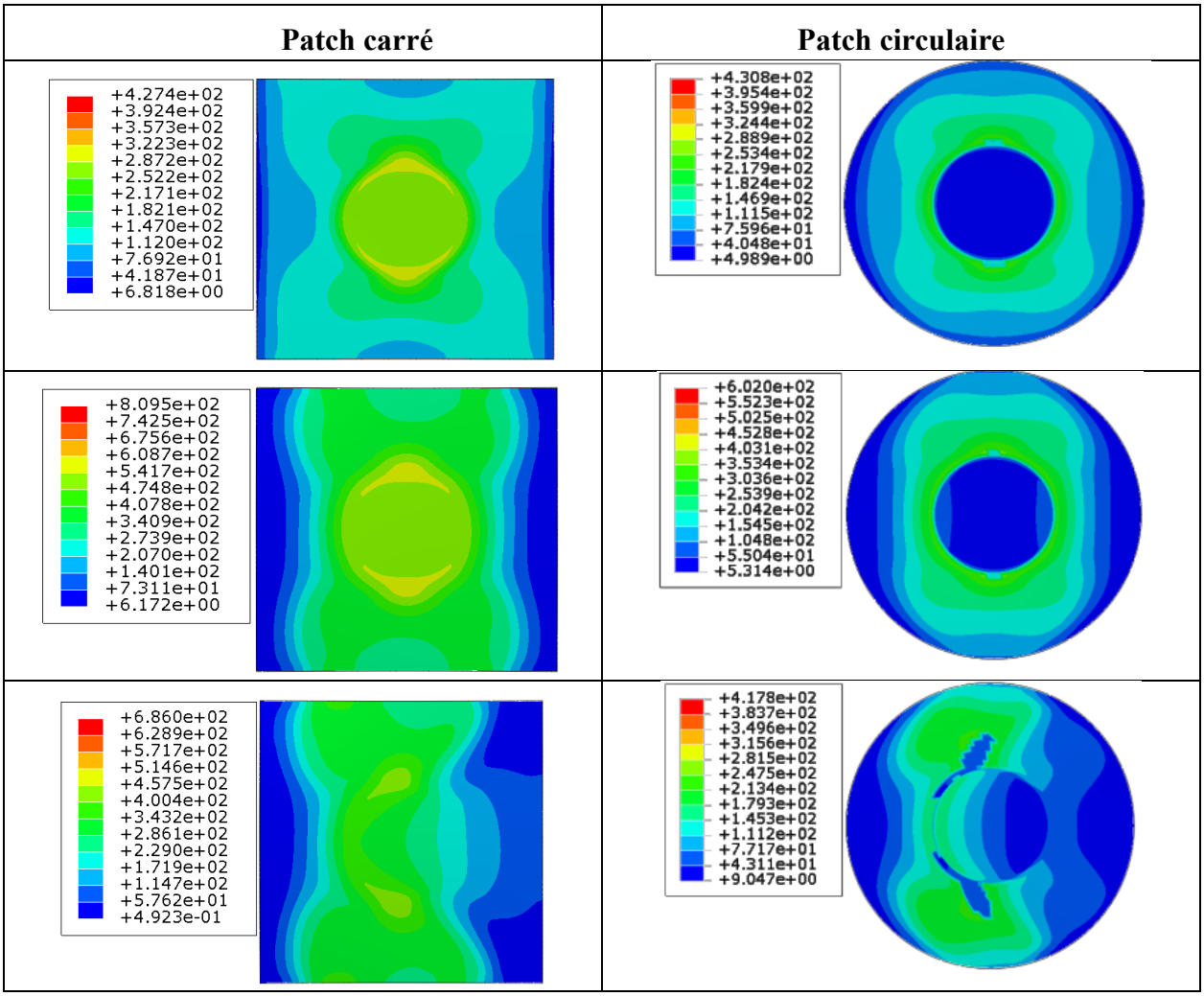


Figure III. 4: Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées.



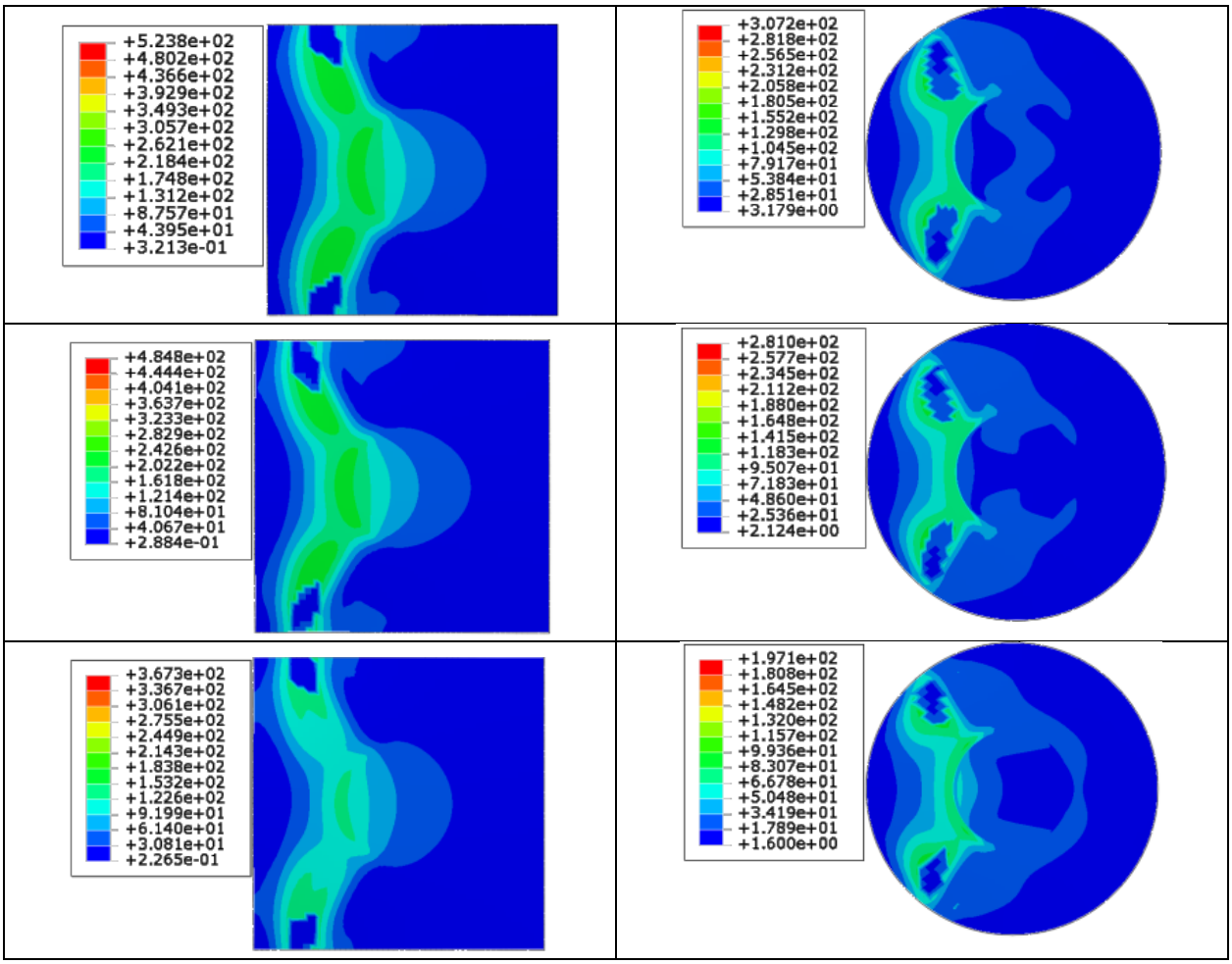


Figure III. 5: Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

III.3 Effet de la modification géométrique des bords du patch

III.3.1 Modification du Patch carré

III.3.1.1 Première modification

Afin de mieux transférer les contraintes de la zone endommagée et d'assurer moins de dommages à l'adhésif, nous avons essayé de changer la forme des coins du patch carré comme indiqué sur la Figure III. 6.

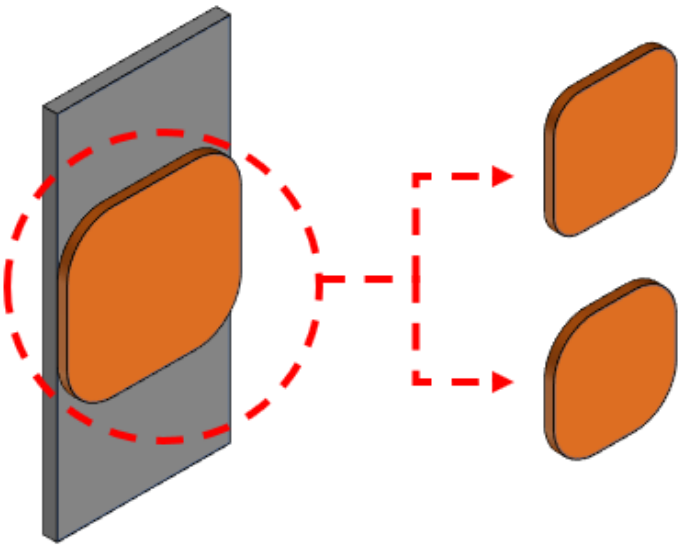


Figure III. 6 : Modèle géométrique de La première modification du patch carré.

Il convient de noter que lors du changement des bords du patch, les courbes de traction (Figure III. 7) ont la même forme et presque la même force maximale pour les différentes valeurs de 'a' et 'b'. Sauf une légère variation si les valeurs de 'a' et 'b' sont maximales. À ce stade, le patch couvre moins la zone endommagée.

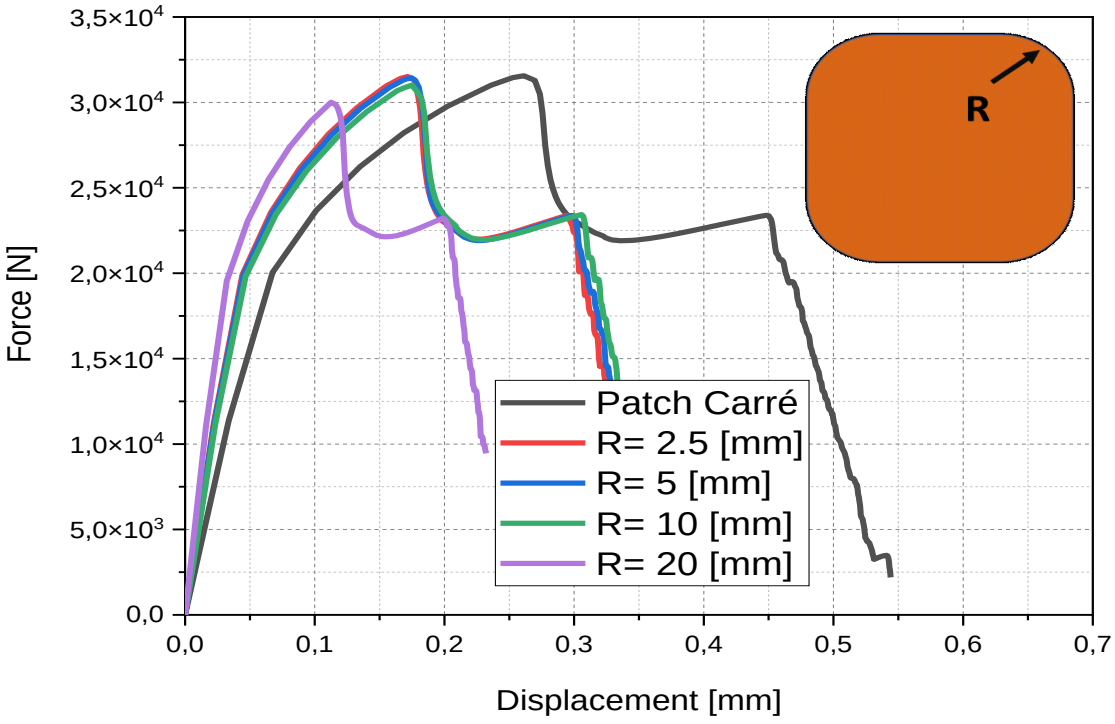


Figure III. 7 : Courbe force-déplacement de la plaque réparée par un patch carré modifié.

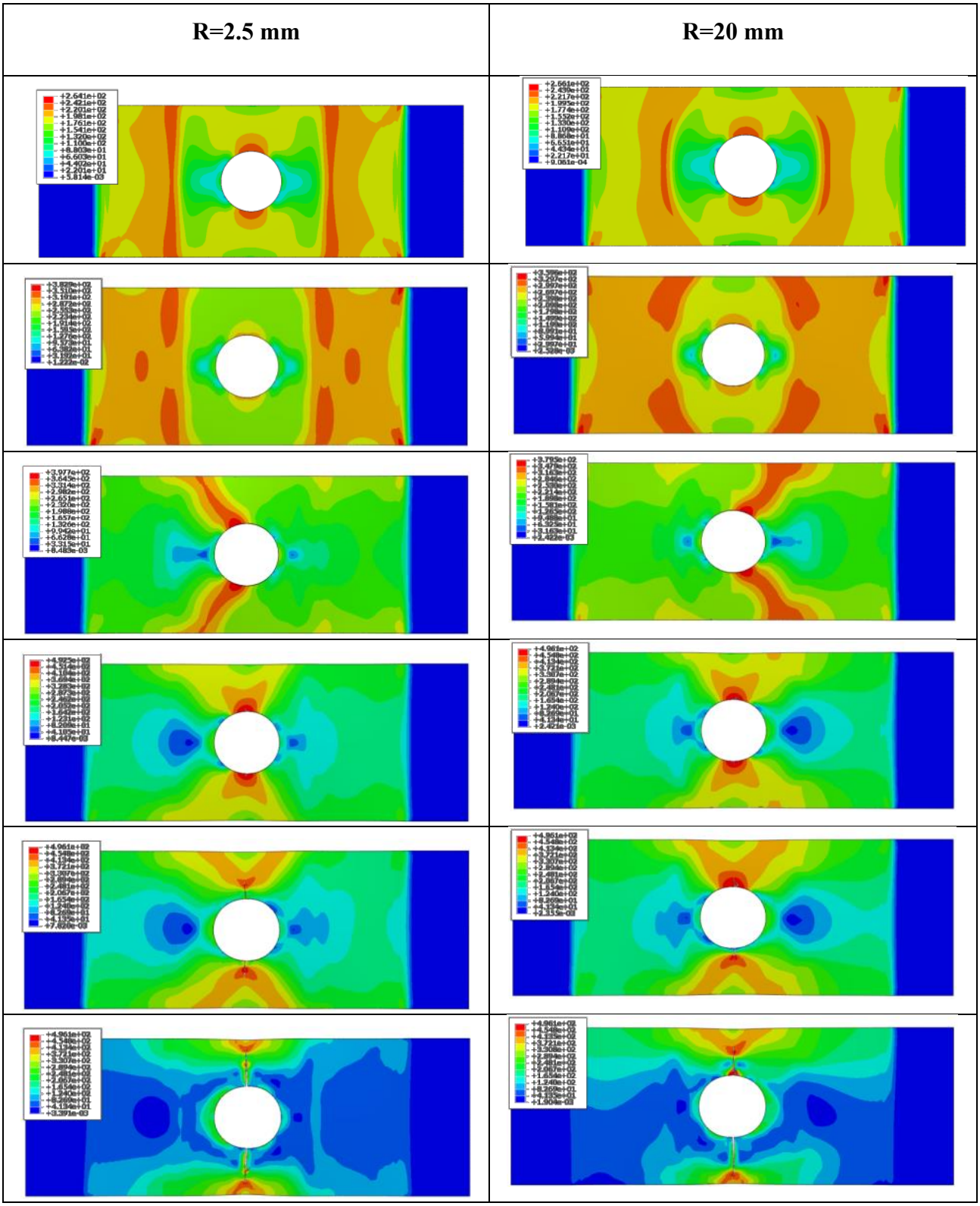
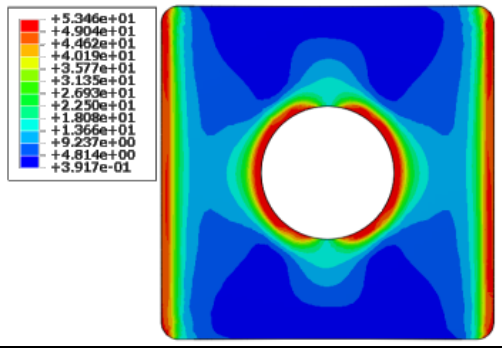
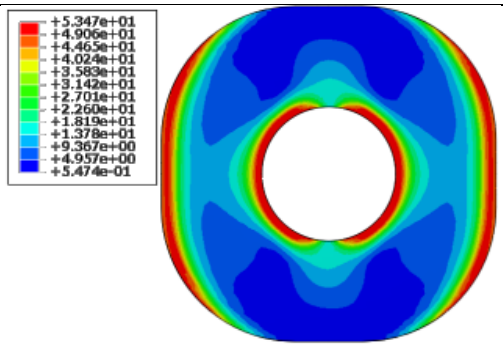
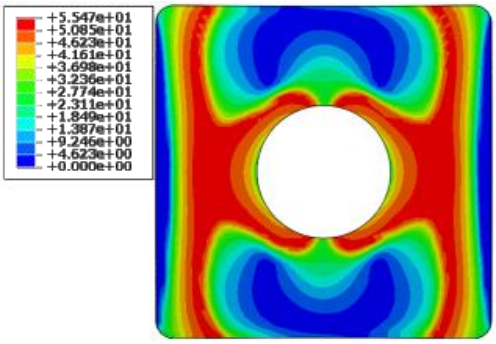
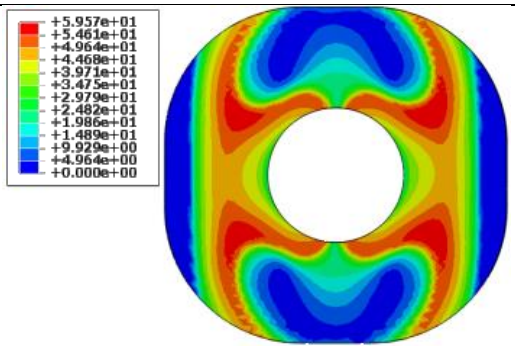
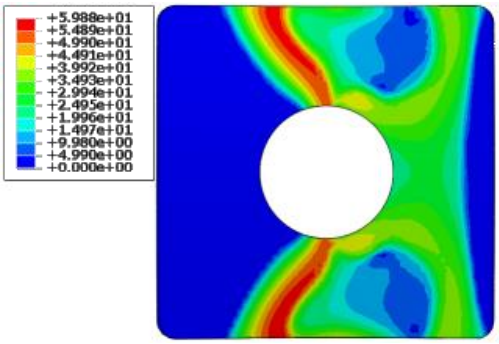
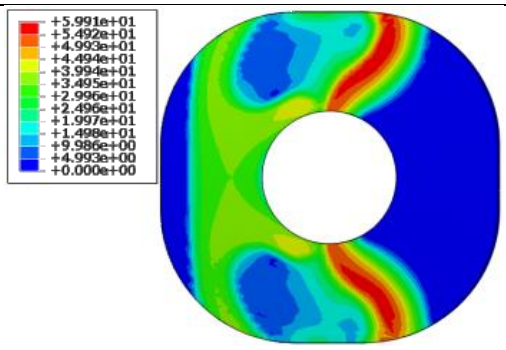
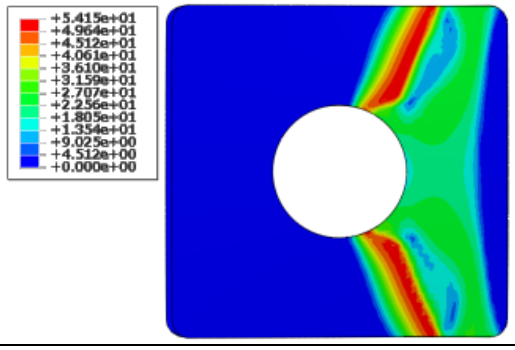
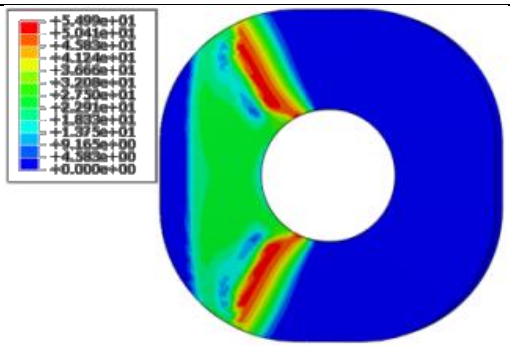


Figure III. 8 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées.

R=2.5 mm	R=20 mm
	
	
	
	

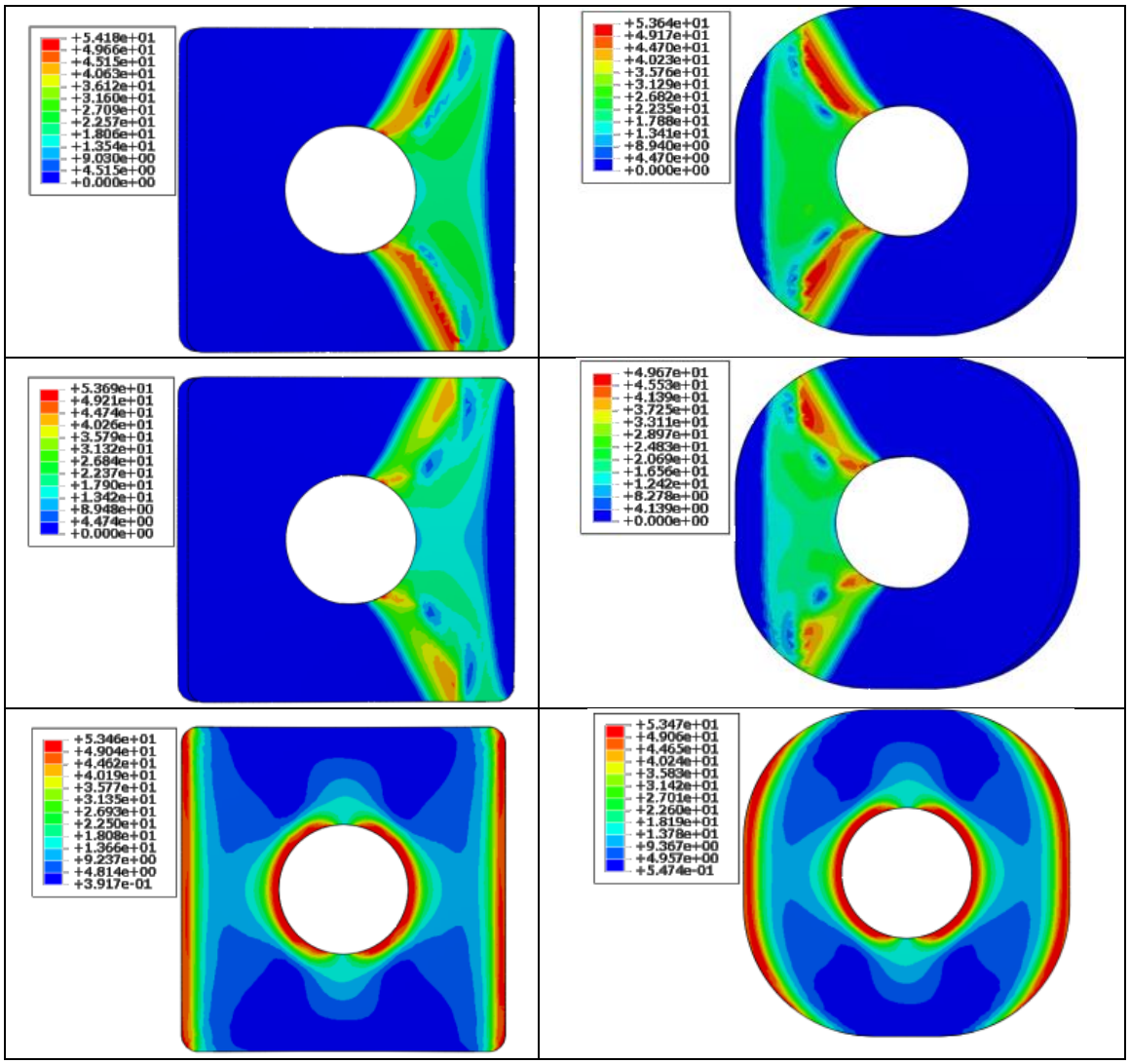
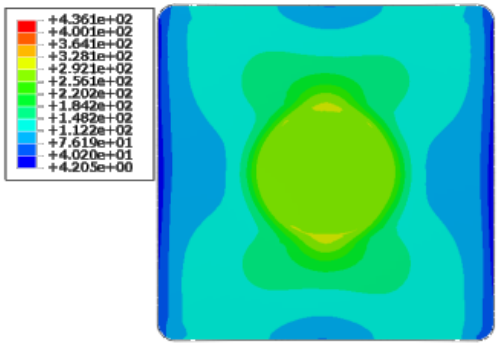
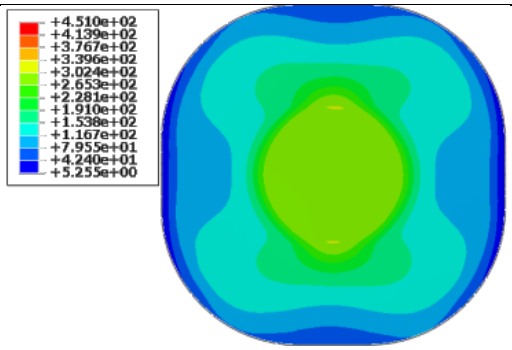
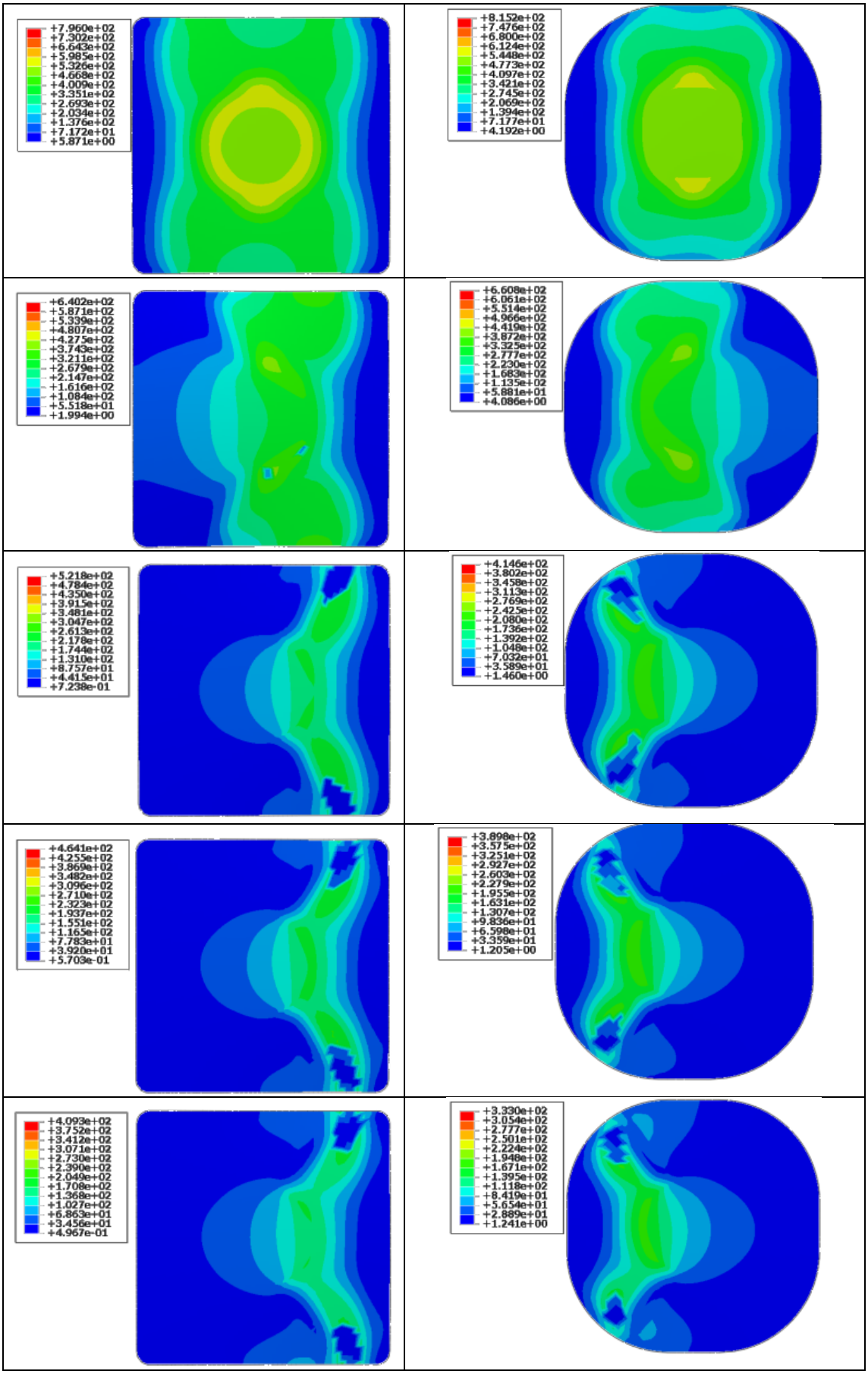


Figure III. 9 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées.

R=2.5 mm	R=20 mm
	


+7.960e+02
+7.302e+02
+6.643e+02
+5.985e+02
+5.326e+02
+4.668e+02
+4.009e+02
+3.351e+02
+2.693e+02
+2.034e+02
+1.376e+02
+7.172e+01
+5.871e+00
+8.152e+02
+7.476e+02
+6.800e+02
+6.124e+02
+5.448e+02
+4.773e+02
+4.097e+02
+3.421e+02
+2.745e+02
+2.069e+02
+1.394e+02
+7.177e+01
+4.192e+00
+6.402e+02
+5.871e+02
+5.339e+02
+4.807e+02
+4.275e+02
+3.743e+02
+3.211e+02
+2.679e+02
+2.147e+02
+1.616e+02
+1.084e+02
+5.518e+01
+1.994e+00
+6.608e+02
+6.061e+02
+5.514e+02
+4.966e+02
+4.419e+02
+3.872e+02
+3.325e+02
+2.777e+02
+2.230e+02
+1.683e+02
+1.135e+02
+5.881e+01
+4.086e+00
+5.218e+02
+4.784e+02
+4.350e+02
+3.915e+02
+3.481e+02
+3.047e+02
+2.613e+02
+2.178e+02
+1.744e+02
+1.310e+02
+8.757e+01
+4.415e+01
+7.238e-01
+4.146e+02
+3.802e+02
+3.458e+02
+3.113e+02
+2.769e+02
+2.425e+02
+2.080e+02
+1.736e+02
+1.392e+02
+1.048e+02
+7.032e+01
+3.589e+01
+1.460e+00
+4.641e+02
+4.255e+02
+3.869e+02
+3.482e+02
+3.096e+02
+2.710e+02
+2.323e+02
+1.937e+02
+1.551e+02
+1.165e+02
+7.783e+01
+3.920e+01
+5.703e-01
+3.898e+02
+3.575e+02
+3.251e+02
+2.927e+02
+2.603e+02
+2.279e+02
+1.955e+02
+1.631e+02
+1.307e+02
+9.836e+01
+6.598e+01
+3.359e+01
+1.205e+00
+4.093e+02
+3.752e+02
+3.412e+02
+3.071e+02
+2.730e+02
+2.390e+02
+2.049e+02
+1.708e+02
+1.368e+02
+1.027e+02
+6.863e+01
+3.456e+01
+4.967e-01
+3.330e+02
+3.054e+02
+2.777e+02
+2.501e+02
+2.224e+02
+1.948e+02
+1.671e+02
+1.395e+02
+1.118e+02
+8.419e+01
+5.654e+01
+2.889e+01
+1.241e+00

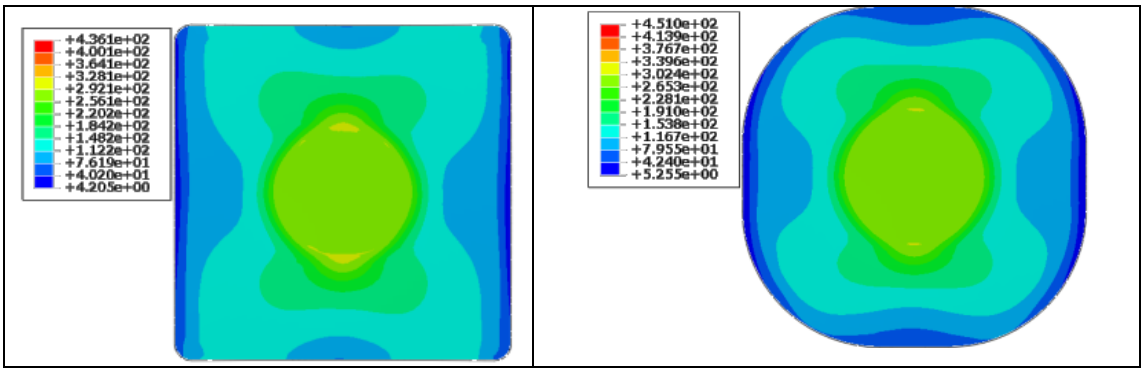


Figure III. 10 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

Le changement géométrique du patch n'a aucune influence sur le transfert de charge et sur la valeur des contraintes dans la plaque (Figure III. 8). Pratiquement on a la même répartition des contraintes dans la plaque, sauf que la taille de la zone de forte concentration des contraintes dans le cas où a=b= 20mm est plus étendue. La concentration des contraintes au niveau de l'entaille est la même. Pour les charges appliquées proches de la valeur maximale, le changement géométrique du patch a=b=20mm assure un bon transfert de charge uniquement pour le cas ou a=b=5mm. Par contre, une fois le décollement apparu, la modification géométrique des bords avec a=b=2.5mm assure une bonne continuité dans le transfert des contraintes. Pour l'adhésif (Figure III. 9), le décollement apparaît rapidement lorsque les bords libres du patch sont modifiés avec a=b=20mm, le patch a moins de surface et donc moins de transfert de contraintes (Figure III. 10), les bords de l'adhésif sont proches de la zone endommagée et donc de la zone de forte concentration de contrainte.

La figure III. 11 montre la variation de la force maximale et du déplacement maximal en fonction des paramètres de modification des coins du patch, sur la Figure III. 11. On remarque que la force maximale baisse légèrement si les dimensions du rayon des arêtes sont petites, et une chute considérable est à noter si les paramètres 'a' et 'b' sont élevés.

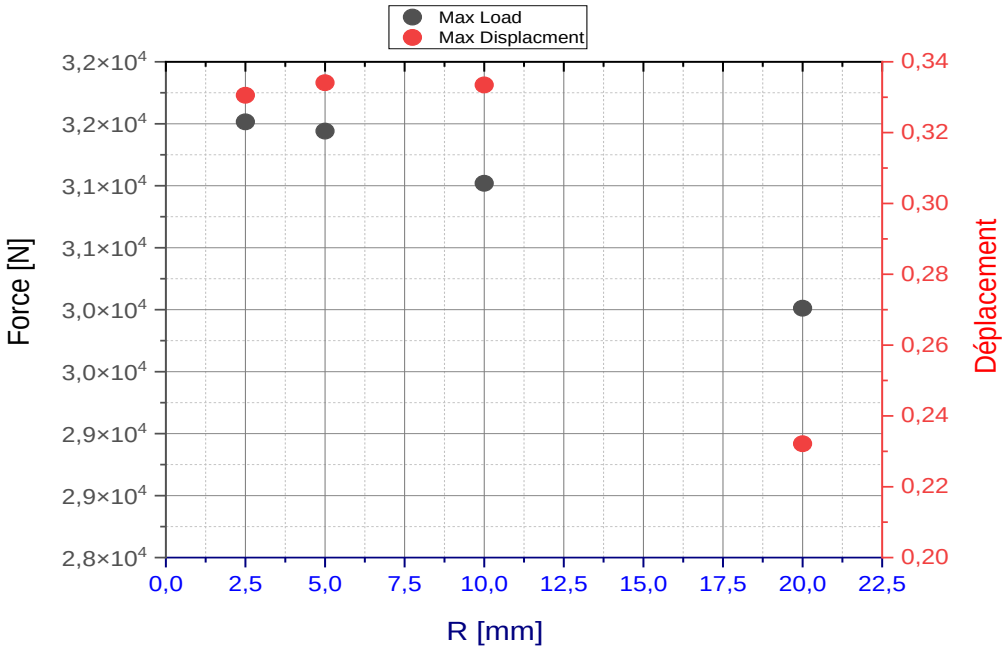


Figure III. 11 : Valeurs maximales de la force et du déplacement en fonction du rayon d'angle du patch.

III.3.1.2 Deuxième modification

Une seconde modification a été proposée prenant en compte une forme triangulaire des coins du patch avec une variation de 0 paramètres 'a' et 'b' (Figure III. 12).

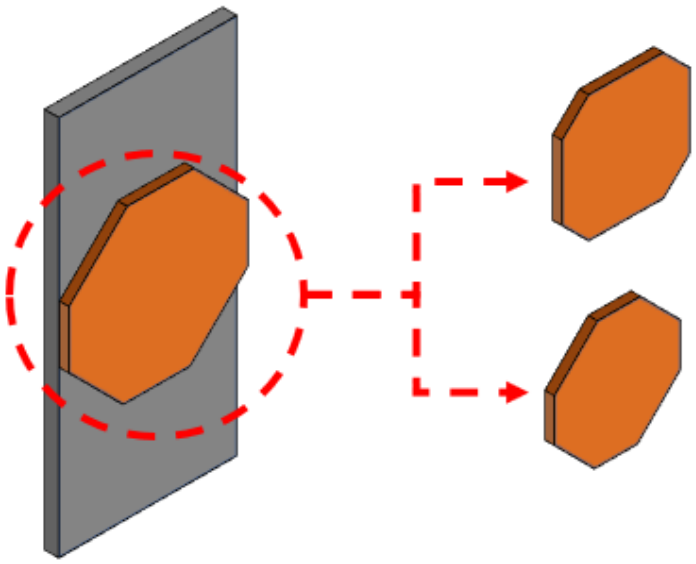


Figure III. 12 : Modèle géométrique de la deuxième modification du patch carré.

Les courbes ci-dessous montrent la variation force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié au coin sous une forme triangulaire.

Les courbes de traction sont présentées dans la Figure III. 13.

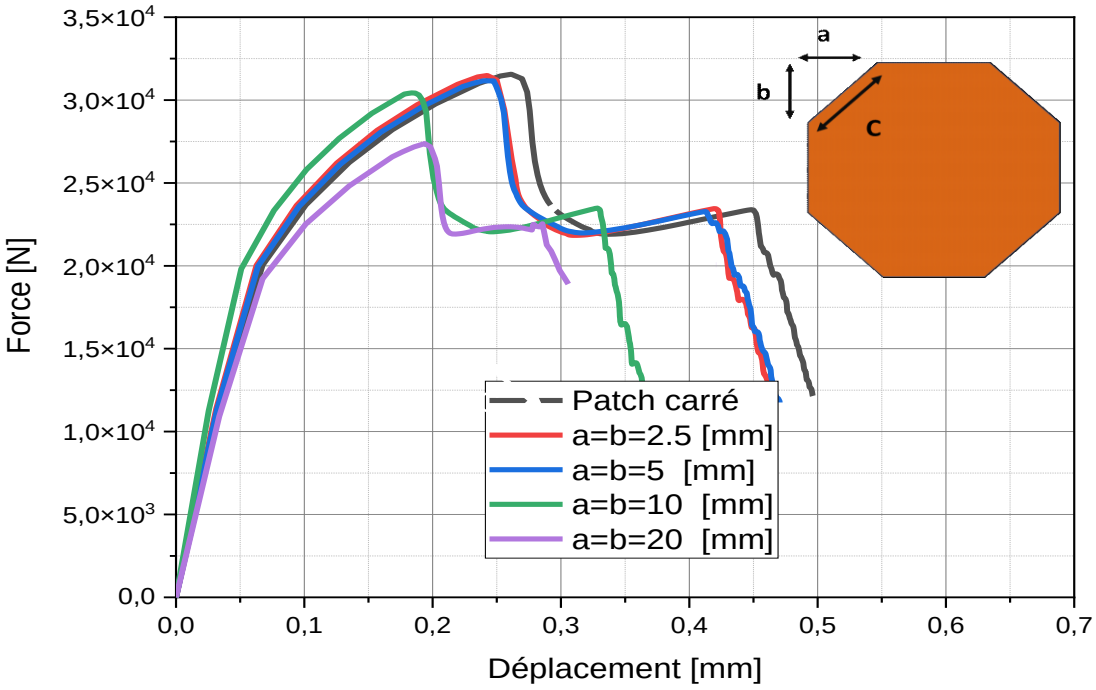


Figure III. 13 : Courbes force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié au coin sous une forme triangulaire.

Il est clair que pour ces changements de forme des coins du patch on constate que si les paramètres 'a' et 'b' sont petits devant la largeur du patch, aucune influence n'est notée par rapport à la force et au déplacement maximal. Cependant si 'a' et 'b' prennent des valeurs importantes, la surface de collage sera réduite ce qui conduit donc à une faible résistance de la structure réparée. On note une chute considérable par rapport à la courbe de traction Figure III. 13.

Les Figure III. 14, Figure III. 15 et Figure III. 16 illustre le niveau de contraintes dans différents substrats associés à ces changements de forme des coins.

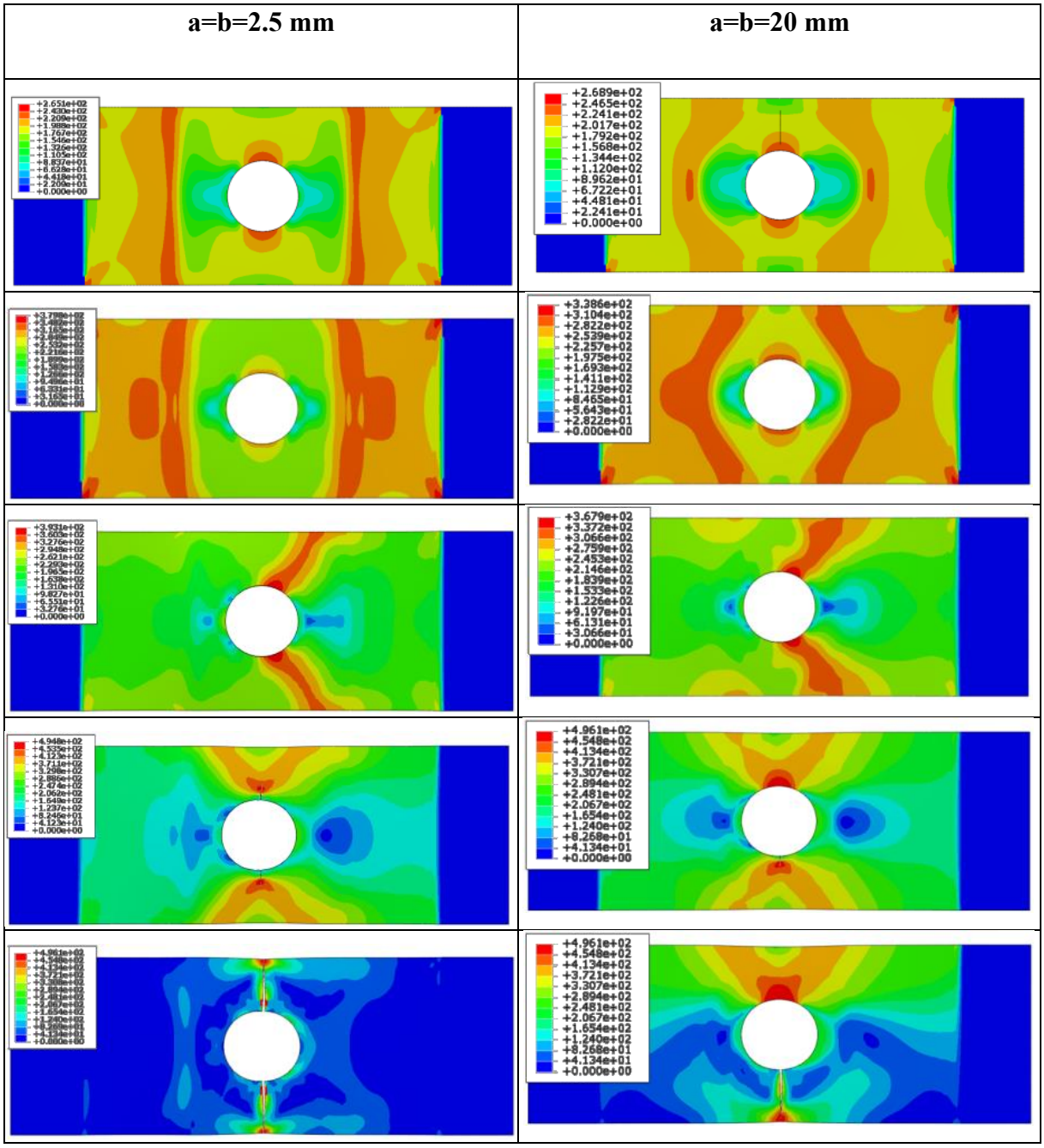
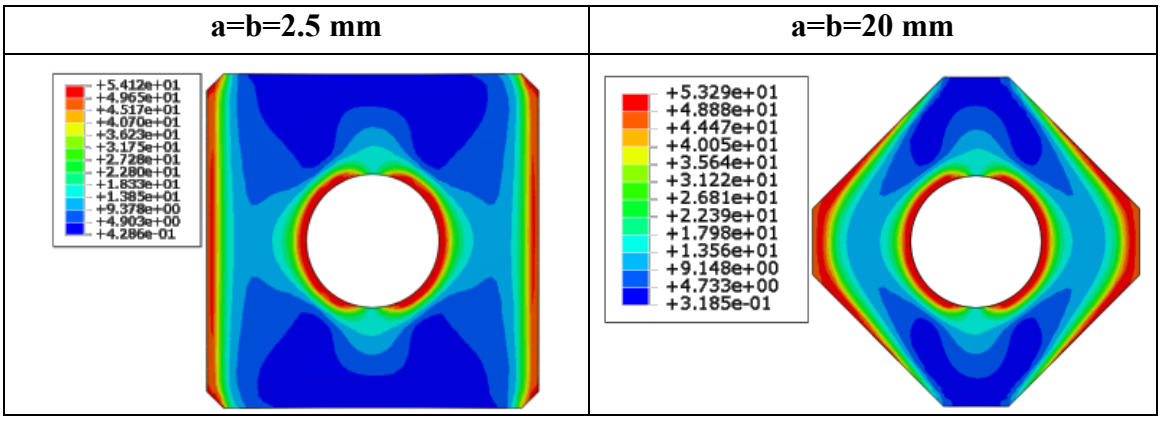
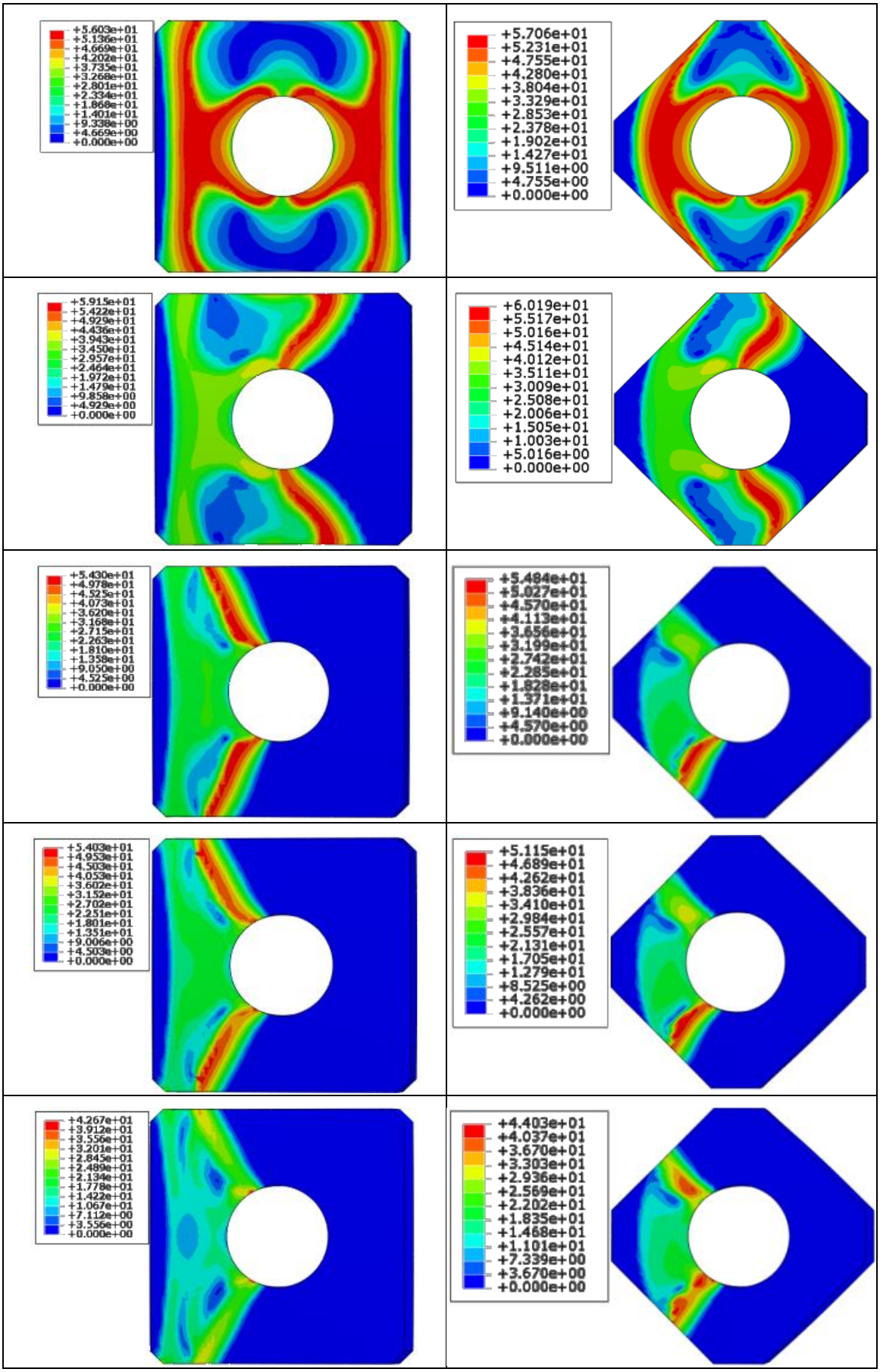


Figure III. 14 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées.




+5.603e+01
+5.136e+01
+4.669e+01
+4.202e+01
+3.735e+01
+3.268e+01
+2.801e+01
+2.334e+01
+1.868e+01
+1.401e+01
+9.338e+00
+4.669e+00
+0.000e+00
+5.706e+01
+5.231e+01
+4.755e+01
+4.280e+01
+3.804e+01
+3.329e+01
+2.853e+01
+2.378e+01
+1.902e+01
+1.427e+01
+9.511e+00
+4.755e+00
+0.000e+00
+5.915e+01
+5.422e+01
+4.929e+01
+4.436e+01
+3.943e+01
+3.450e+01
+2.957e+01
+2.464e+01
+1.972e+01
+1.479e+01
+9.858e+00
+4.929e+00
+0.000e+00
+6.019e+01
+5.517e+01
+5.016e+01
+4.514e+01
+4.012e+01
+3.511e+01
+3.009e+01
+2.508e+01
+2.006e+01
+1.505e+01
+1.003e+01
+5.016e+00
+0.000e+00
+5.430e+01
+4.978e+01
+4.525e+01
+4.073e+01
+3.620e+01
+3.168e+01
+2.715e+01
+2.263e+01
+1.810e+01
+1.358e+01
+9.050e+00
+4.525e+00
+0.000e+00
+5.484e+01
+5.027e+01
+4.570e+01
+4.113e+01
+3.656e+01
+3.199e+01
+2.742e+01
+2.285e+01
+1.828e+01
+1.371e+01
+9.140e+00
+4.570e+00
+0.000e+00
+5.403e+01
+4.953e+01
+4.503e+01
+4.053e+01
+3.602e+01
+3.152e+01
+2.702e+01
+2.251e+01
+1.801e+01
+1.351e+01
+9.006e+00
+4.503e+00
+0.000e+00
+5.115e+01
+4.689e+01
+4.262e+01
+3.836e+01
+3.410e+01
+2.984e+01
+2.557e+01
+2.131e+01
+1.705e+01
+1.279e+01
+8.525e+00
+4.262e+00
+0.000e+00
+4.267e+01
+3.912e+01
+3.556e+01
+3.201e+01
+2.845e+01
+2.489e+01
+2.134e+01
+1.778e+01
+1.422e+01
+1.067e+01
+7.112e+00
+3.556e+00
+0.000e+00
+4.403e+01
+4.037e+01
+3.670e+01
+3.303e+01
+2.936e+01
+2.569e+01
+2.202e+01
+1.835e+01
+1.468e+01
+1.101e+01
+7.339e+00
+3.670e+00
+0.000e+00

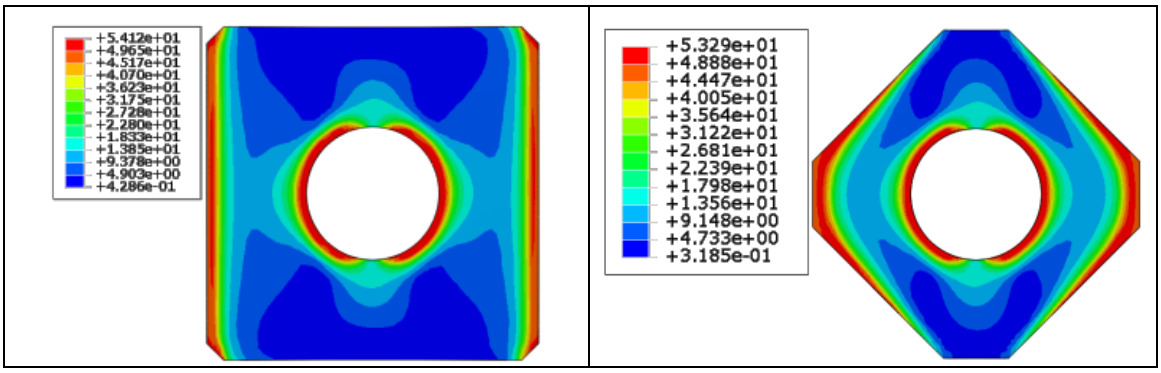
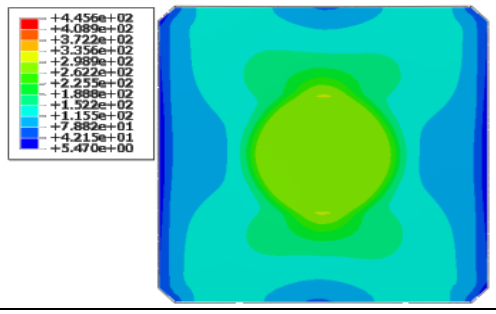
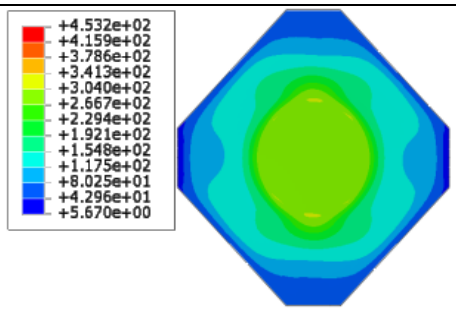
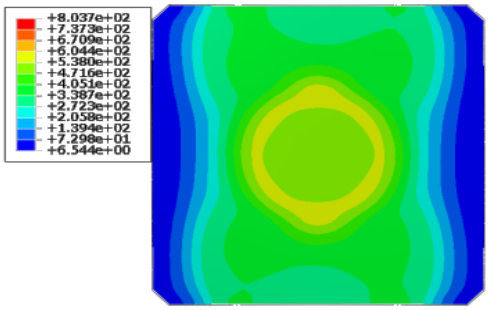
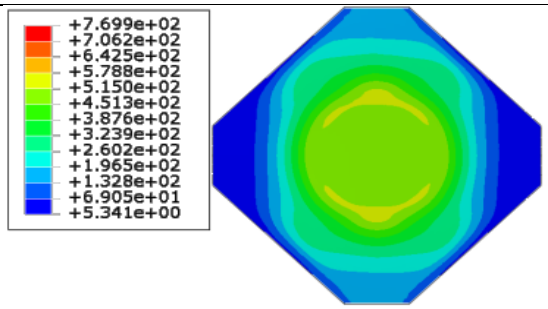
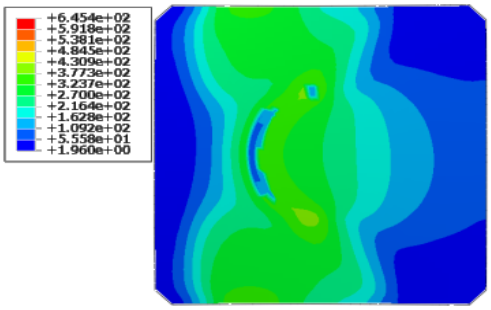
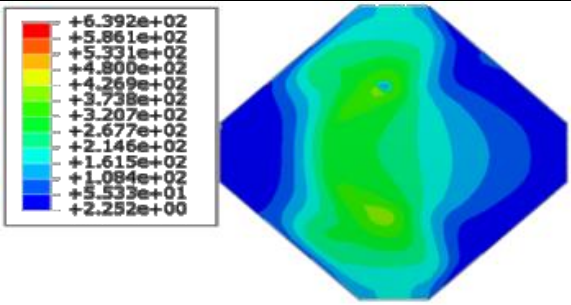


Figure III. 15 : Niveaux de contraintes dans l'adhésive pour différentes charges appliquées.

a=b=2.5mm	a=b=20mm
	
	
	

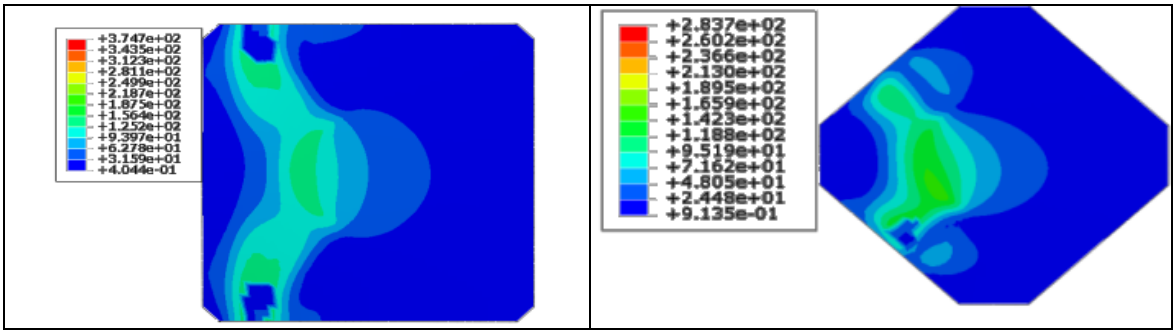


Figure III. 16 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

Le niveau de contraintes dans la plaque réparée est illustré à par la Figure III. 14. Il est clair que les petites valeurs des deux paramètres 'a' et 'b' n'ont pas une grande influence sur la répartition des contraintes dans la zone endommagée et même loin de celle-ci. Cependant, si les dimensions sont grandes, des contraintes élevées sont enregistrées et subsistent dans la zone endommagée même autour du patch. Le patch dans ce cas couvre une petite zone. Le patch avec la modification de a = b = 20 mm a moins de transfert de charge et la zone de forte concentration de contraintes est très réduite par rapport au cas où a = b = 2,5 mm. Le patch avec la modification de a= b =20 mm a moins de transfert de charge, les contraintes sont concentrées sur la zone centrale (Figure III. 16). D'autre part, la zone de forte concentration des contraintes est très petite par rapport au cas où a = b = 2,5 mm. Le décollement est étendu sur plus de zones plus larges lorsque la modification (variation) des paramètres « a » et « b » est significative et sensiblement détectée. Lorsque la charge appliquée atteint un niveau plus élevé, les dommages à l'adhésif sont importants. Le patch avec une modification de ses bords : a=b=20 mm assure un transfert de charge sur une petite zone concentrée au milieu ce qui provoquera la rupture rapide de la structure. Cependant, pour une modification (cas où le patch présente un changement de coins) avec a = b = 2,5 mm, et même après l'apparition du décollement, le patch continue à transférer les contraintes sur une plus grande surface. En ce qui concerne le niveau des contraintes de l'adhésif, pour les deux configurations (Figure III. 15), on constate clairement que la répartition des contraintes est pratiquement la même dans les deux configurations, on note seulement que sauf dans pour le cas : où a=b=2,5 mm, l'adhésif transmet plus de contraintes par rapport au cas où a=b=20mm. Une fois l'endommagement de l'adhésif initié, dans le cas de la modification du patch de a = b = 20 mm, le décollement se propage rapidement dans l'adhésif à cause de sa faible surface et compte tenu de la concentration des contraintes sur une petite surface. Pour une la modification a = b = 20 mm, la distance entre les bords libre - entaille sera réduite induisant une zone de forte concentration de contraintes. Au fur et à mesure de l'augmentation de la charge, l'endommagement de l'adhésif se poursuit et se fait rapidement.

La variation de la charge de traction maximale et du déplacement résultant des courbes de traction en fonction des différentes modifications apportées aux coins du patch est représentée par la Figure III. 17. Les valeurs optimales de la force et du déplacement maximal sont enregistrées pour une modification des bords a=b= 2.5mm.

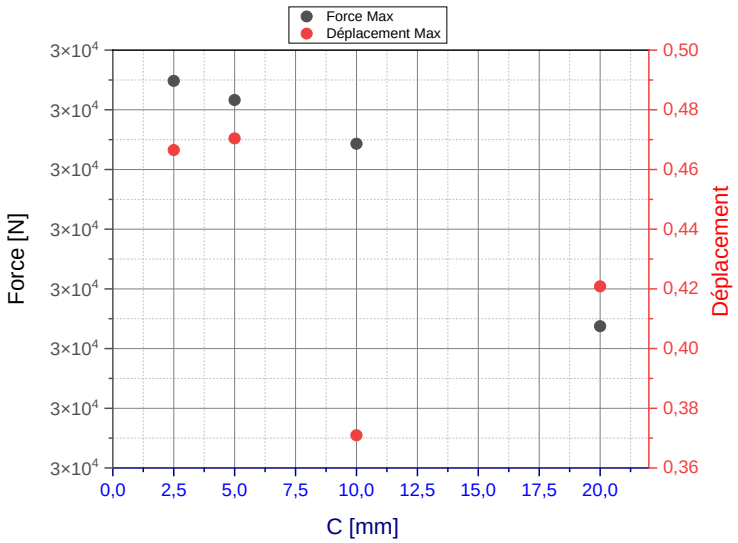


Figure III. 17 : Variation de la force de traction maximale et du déplacement maximal en fonction de paramètre géométrique 'C' de la modification des bords du patch.

III.3.1.3 Troisième modification

Afin de minimiser les contraintes aux bords de l'adhésif, une troisième modification a été faite sur les bords du patch pour leur donner une forme incurvée (Figure III. 18). A cet effet, nous fixons b=30 mm avec le paramètre « a » variable.

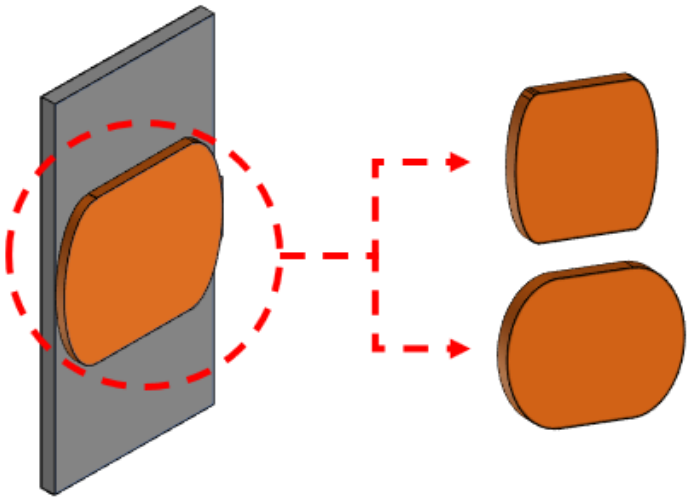


Figure III. 18 : Modèle géométrique de la troisième modification du patch carré.

Il est clair que pour cette modification, les courbes de traction (Figure III. 19) ne sont pas trop affectées et que la valeur de la force maximale reste quasiment la même sauf pour le cas où a= 10mm et b=30mm, cependant, le déplacement maximum est significativement affecté par ces valeurs. Il est à noter qu'une augmentation du paramètre « a » entraine une diminution de l'allongement de la structure. La modification a=2.5mm constitue une meilleure configuration optimale du patch, puisqu'elle conduit à une bonne résistance de la structure réparée.

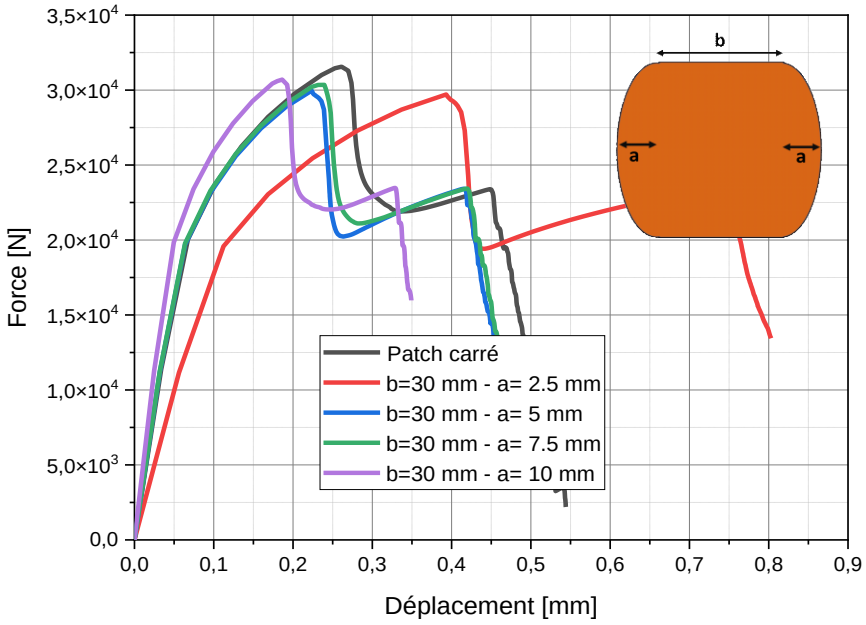
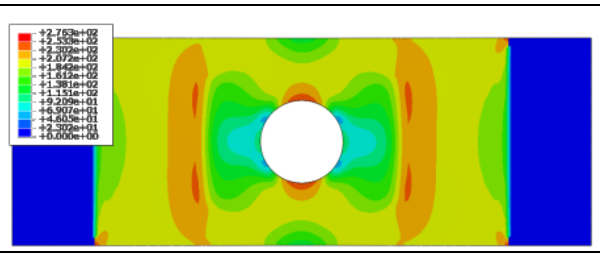
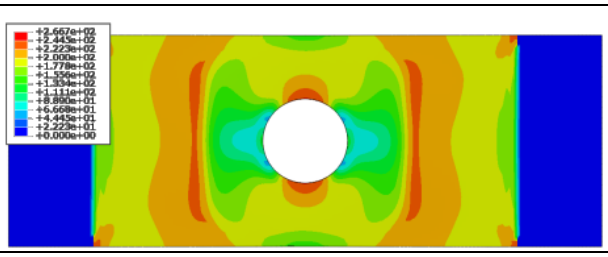
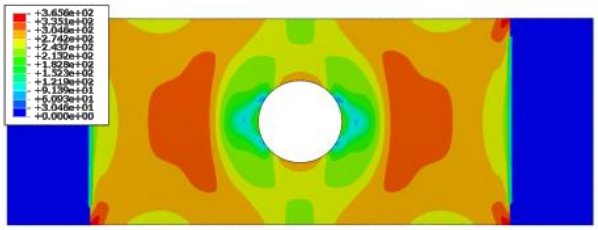
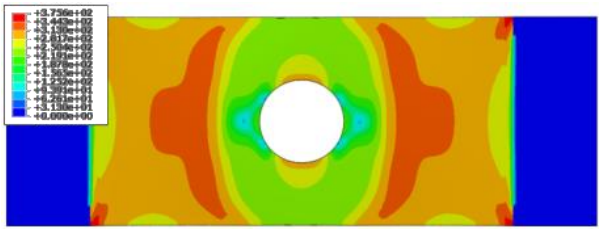
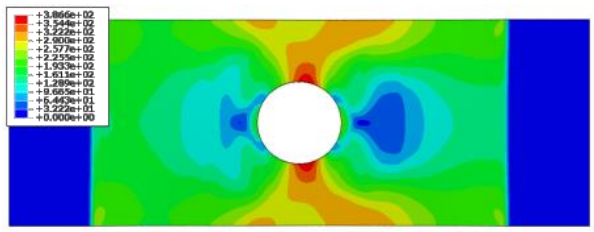
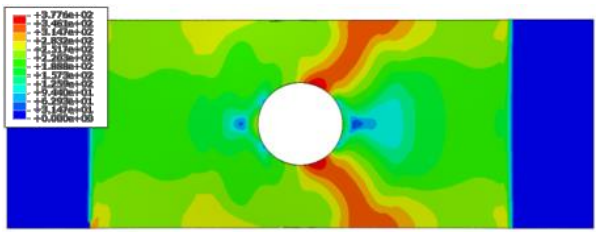
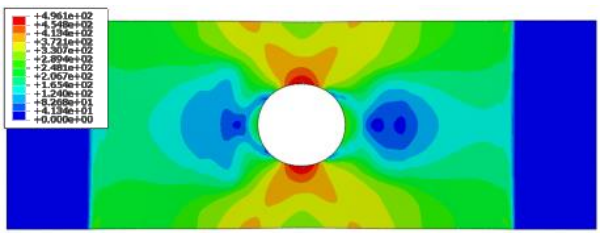
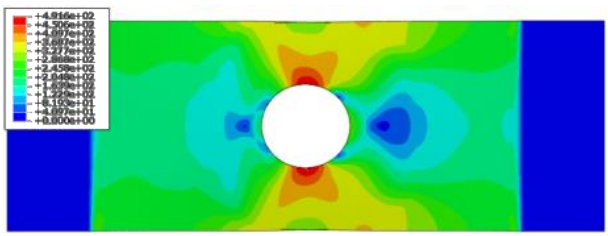


Figure III. 19 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié sur les bords parallèles à la charge appliquée.

L'analyse du niveau des contraintes montre clairement que la zone de forte concentration des contraintes est plus étendue dans le cas de la modification a=10mm. Au niveau de l'entaille, on a pratiquement la même répartition quelle que soit la modification apportée (Figure III. 20). Une fois la charge augmentée, la modification du patch (a=10mm) lui transmet moins de contraintes, et la plaque subit ainsi des contraintes élevées ce qui accélère l'initiation des fissures. La fissure apparaît dans cette structure et la rupture est rapide. Pour la modification de a=10mm, on constate une diminution des contraintes aux bords de la plaque, cette forme courbée du patch améliore le transfert de charge. D'après la Figure III. 22, on remarque que le niveau de contraintes dans le patch montre que quelle que soit la modification apportée, le patch assure le transfert des contraintes de la plaque endommagée. D'autre part, selon la Figure III. 21, le niveau de contrainte dans l'adhésif montre que la répartition des contraintes dans l'adhésif est pratiquement la même quelles que soient les valeurs des paramètres "a" et "b". L'arrondi

créé aux coins du patch améliore la répartition des contraintes dans l'adhésif et minimise la concentration de contraintes due à l'interaction patch- bord de la plaque. Il est à signaler que les contraintes maximales sont concentrées aux bords de l'entaille, ces contraintes augmentent avec l'augmentation de la charge appliquée. Lors du transfert de charge, dès que la charge appliquée atteint une valeur suffisante la valeur nécessaire pour endommager l'adhésif lors du transfert de charge, une zone de décollement apparaît sur les bords ; sa taille dépend des valeurs des deux paramètres 'a' et 'b'. Si la valeur du paramètre 'a' est élevée, la zone de décollement est plus remarquable car elle aura une entaille de bord d'interaction et une zone de concentration de contraintes avant sera localisée. Cette zone de détachement se propage à mesure que la charge appliquée augmente ce qui provoque une faible résistance vis-à-vis de la charge de traction lorsque la valeur du paramètre 'a' est significative.

[b=30 - a=2.5]	[b=30 - a=10]
	
	
	
	

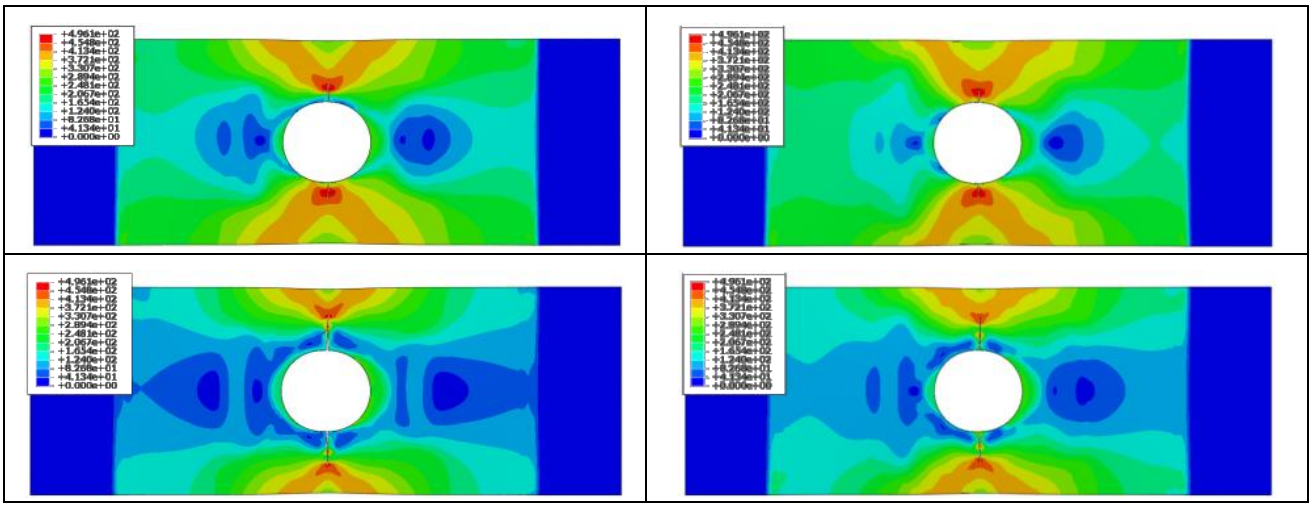
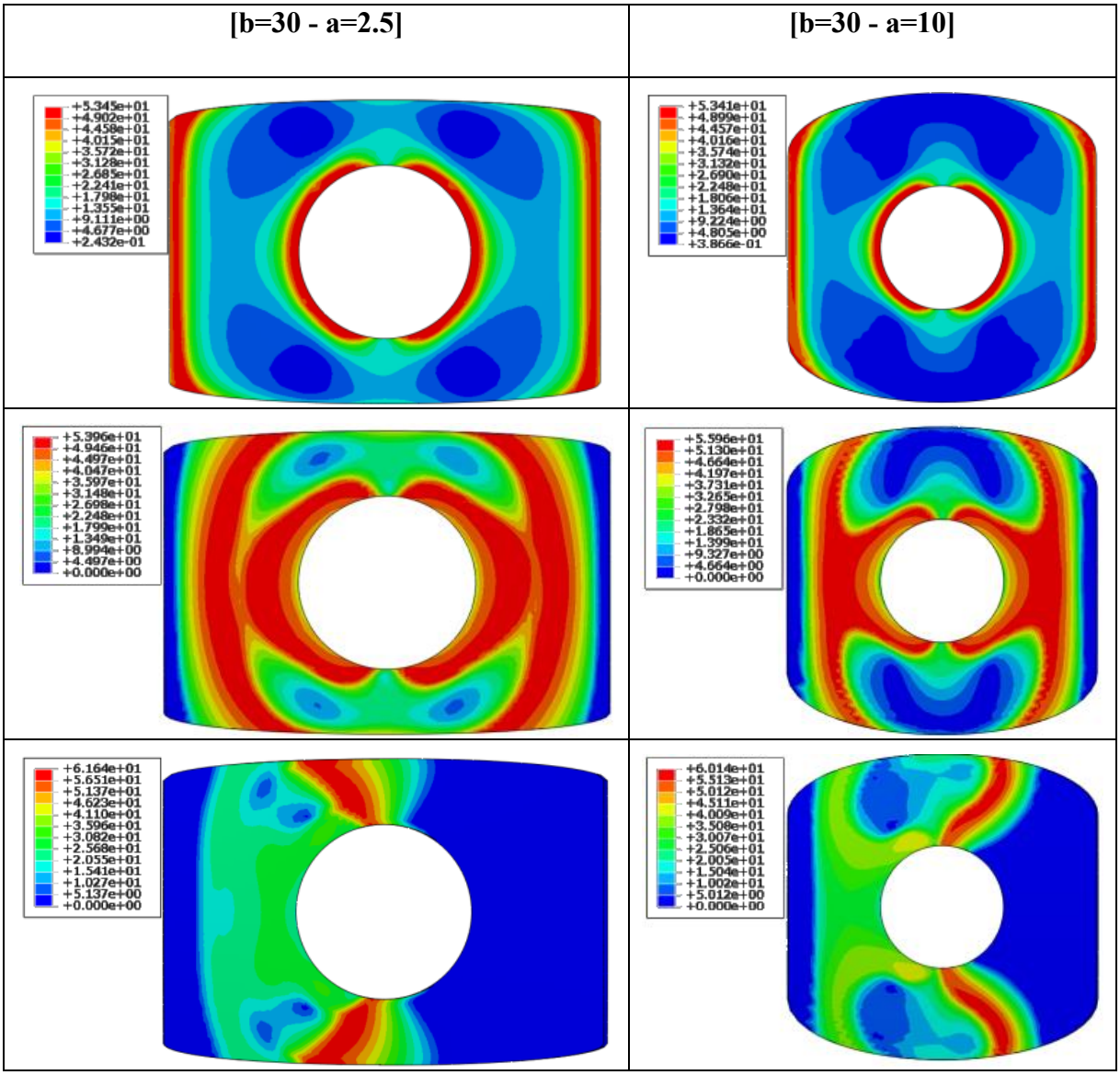


Figure III. 20 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées.



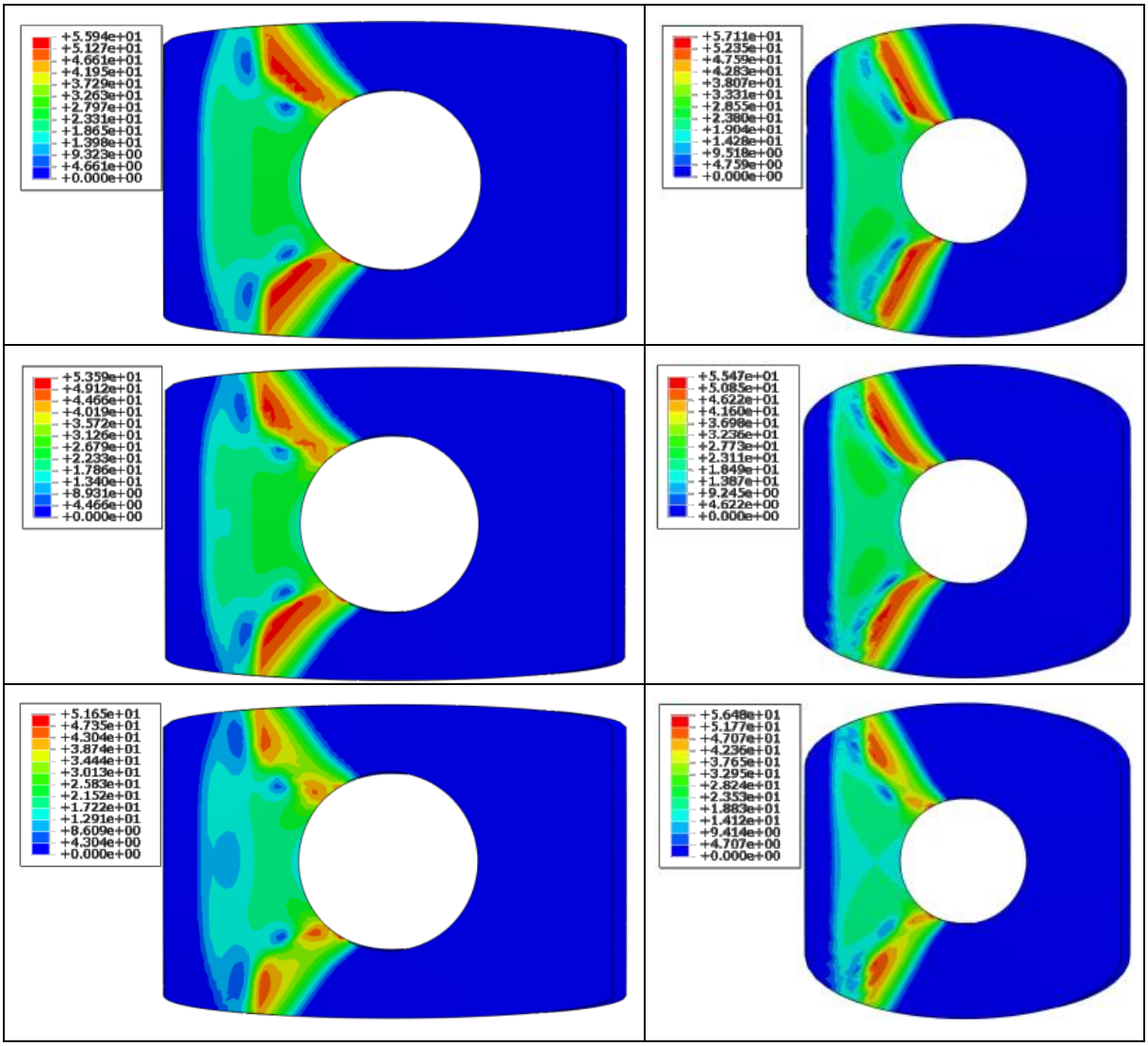
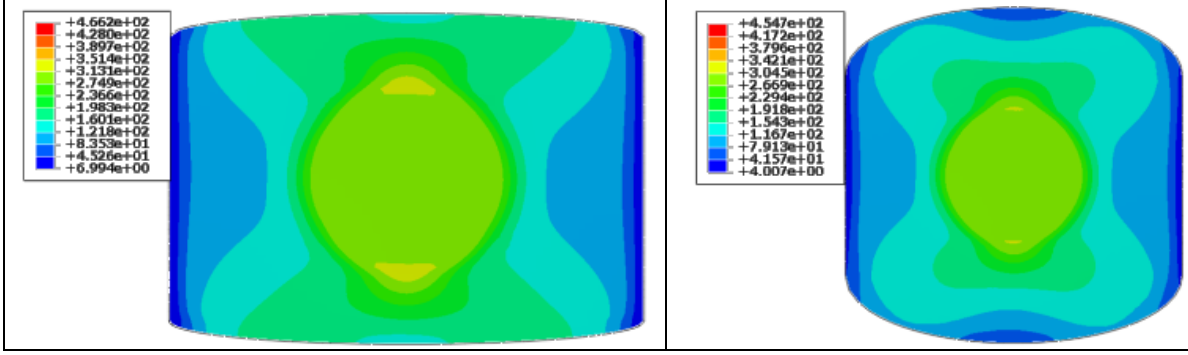


Figure III. 21 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées.

[b=30 - a=2.5]	[b=30 - a=10]



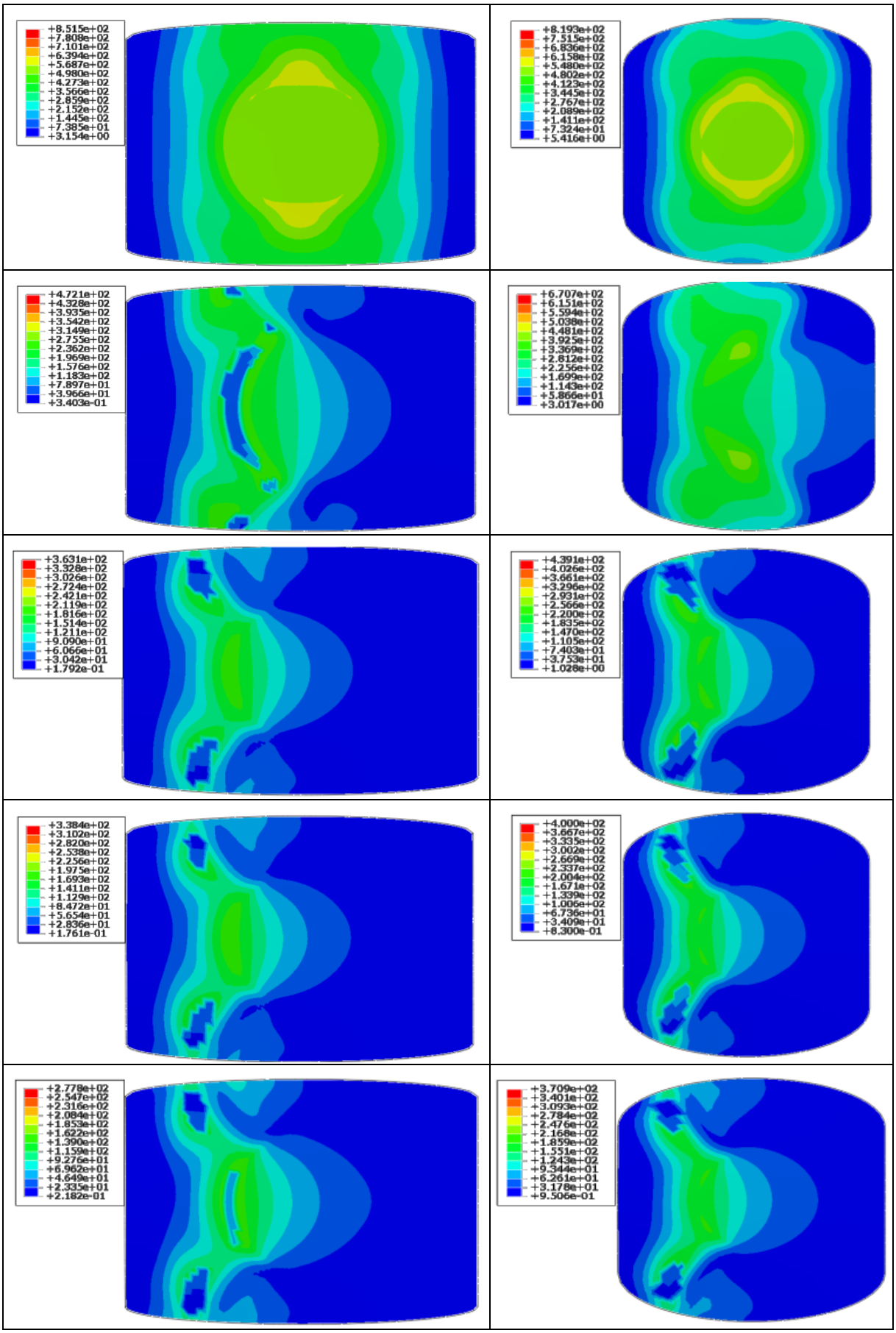

+8.515e+02
+7.808e+02
+7.101e+02
+6.394e+02
+5.687e+02
+4.980e+02
+4.273e+02
+3.566e+02
+2.859e+02
+2.152e+02
+1.445e+02
+7.385e+01
+3.154e+00
+8.193e+02
+7.515e+02
+6.836e+02
+6.158e+02
+5.480e+02
+4.802e+02
+4.123e+02
+3.445e+02
+2.767e+02
+2.089e+02
+1.411e+02
+7.324e+01
+5.416e+00
+4.721e+02
+4.328e+02
+3.935e+02
+3.542e+02
+3.149e+02
+2.755e+02
+2.362e+02
+1.969e+02
+1.576e+02
+1.183e+02
+7.897e+01
+3.966e+01
+3.403e-01
+6.707e+02
+6.151e+02
+5.594e+02
+5.038e+02
+4.481e+02
+3.925e+02
+3.369e+02
+2.812e+02
+2.256e+02
+1.699e+02
+1.143e+02
+5.866e+01
+3.017e+00
+3.631e+02
+3.328e+02
+3.026e+02
+2.724e+02
+2.421e+02
+2.119e+02
+1.816e+02
+1.514e+02
+1.211e+02
+9.090e+01
+6.066e+01
+3.042e+01
+1.792e-01
+4.391e+02
+4.026e+02
+3.661e+02
+3.296e+02
+2.931e+02
+2.566e+02
+2.200e+02
+1.835e+02
+1.470e+02
+1.105e+02
+7.403e+01
+3.753e+01
+1.028e+00
+3.384e+02
+3.102e+02
+2.820e+02
+2.538e+02
+2.256e+02
+1.975e+02
+1.693e+02
+1.411e+02
+1.129e+02
+8.472e+01
+5.654e+01
+2.836e+01
+1.761e-01
+4.000e+02
+3.667e+02
+3.335e+02
+3.002e+02
+2.669e+02
+2.337e+02
+2.004e+02
+1.671e+02
+1.339e+02
+1.006e+02
+6.736e+01
+3.409e+01
+8.300e-01
+2.778e+02
+2.547e+02
+2.316e+02
+2.084e+02
+1.853e+02
+1.622e+02
+1.390e+02
+1.159e+02
+9.276e+01
+6.962e+01
+4.649e+01
+2.335e+01
+2.182e-01
+3.709e+02
+3.401e+02
+3.093e+02
+2.784e+02
+2.476e+02
+2.168e+02
+1.859e+02
+1.551e+02
+1.243e+02
+9.344e+01
+6.261e+01
+3.178e+01
+9.506e-01

Figure III. 22 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

La Figure III. 23 montre les valeurs maximales de la force appliquée et de l'allongement de la structure lors d'un essai de traction en fonction du paramètre géométrique 'R2' (expliquer ce qui représente R2) sont présentées à la Figure III. 23. D'après cette figure, Il est clair que la valeur du paramètre « a » a une influence considérable sur la résistance et la ductilité de la structure réparée. Plus la valeur du « a » est élevée, plus l'allongement et la force maximale de la structure diminuent donc en cas de rupture brutale.

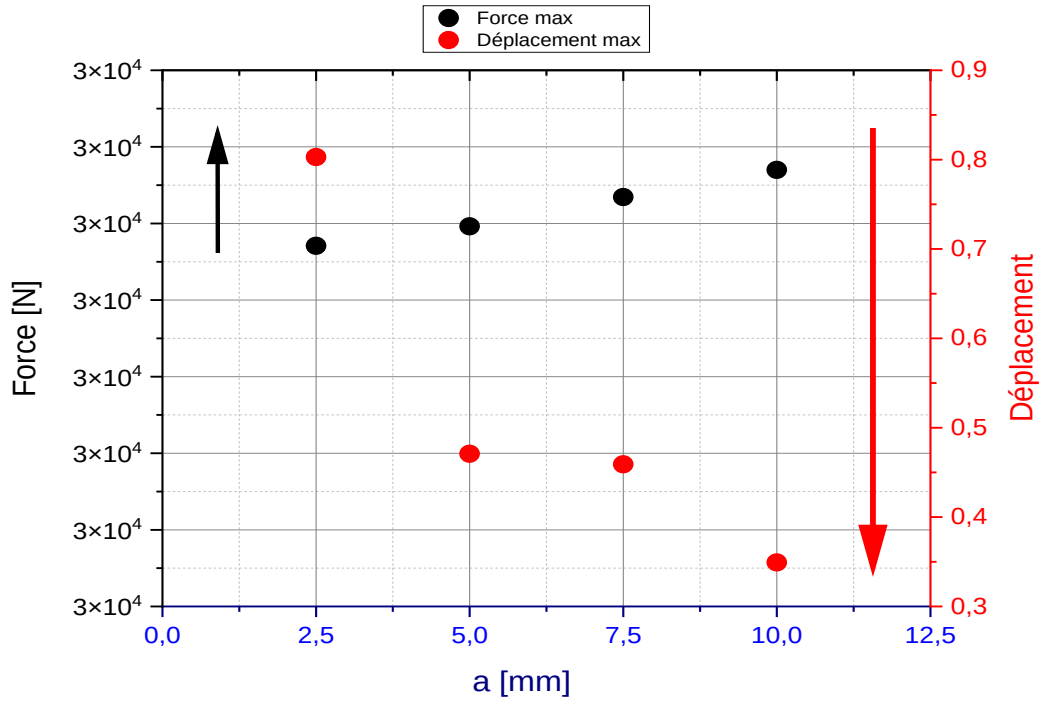


Figure III. 23 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre géométrique 'a' de la modification des bords du patch.

III.3.1.4 Quatrième modification

Afin d'analyser l'effet de la variation de la valeur du paramètre 'a' sur la résistance de la structure, nous allons faire dans ce qui suit une quatrième modification opposée à celle montrée ci-dessus de sorte que la valeur b soit fixe (ou 30 mm) et la valeur de 'a' variable.

La Figure III. 24 montre le modèle de la quatrième modification faite sur le modèle géométrique du patch carré.

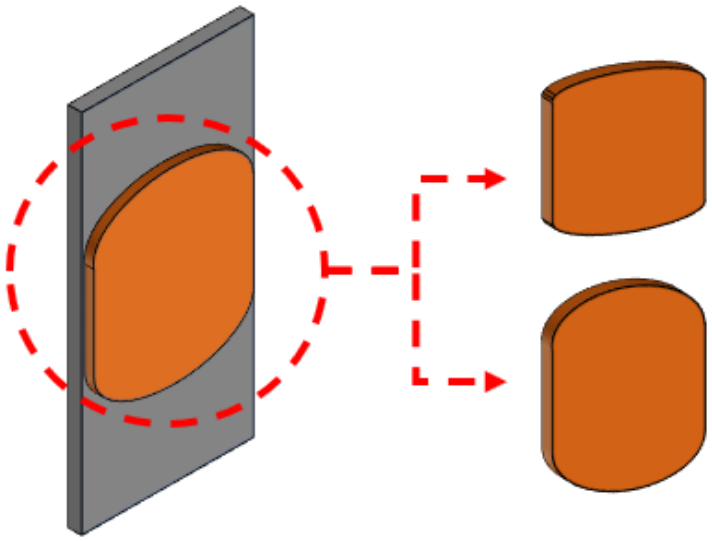


Figure III. 24 : Modèle géométrique de la quatrième modification du patch carré.

Les courbes de traction obtenues pour différentes valeurs de 'a' sont illustrées par la Figure III. 25.

D'après cette figure, il est nettement remarquable que la résistance de la plaque s'améliore davantage avec l'augmentation de la valeur de 'a'.

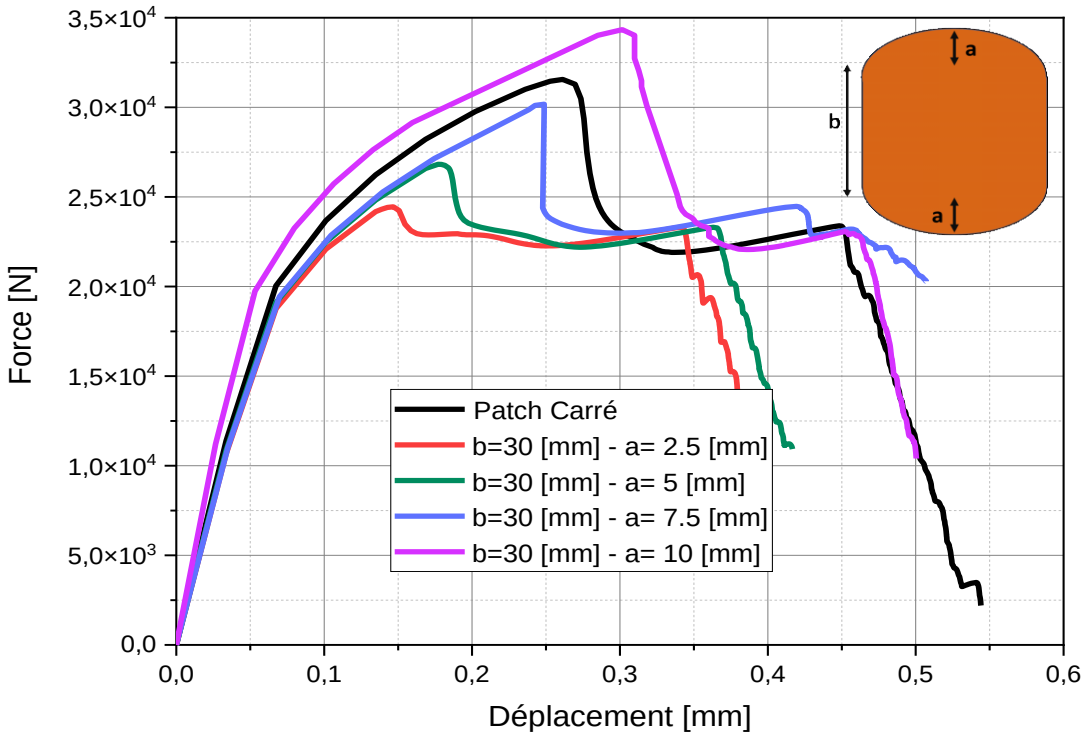


Figure III. 25 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch carré modifié sur les bords perpendiculaires à la charge appliquée

Les figures III.26, III.27 et III.28 montrent respectivement la répartition des contraintes dans la plaque, dans l'adhésif et dans le patch pour différentes charges appliquées.

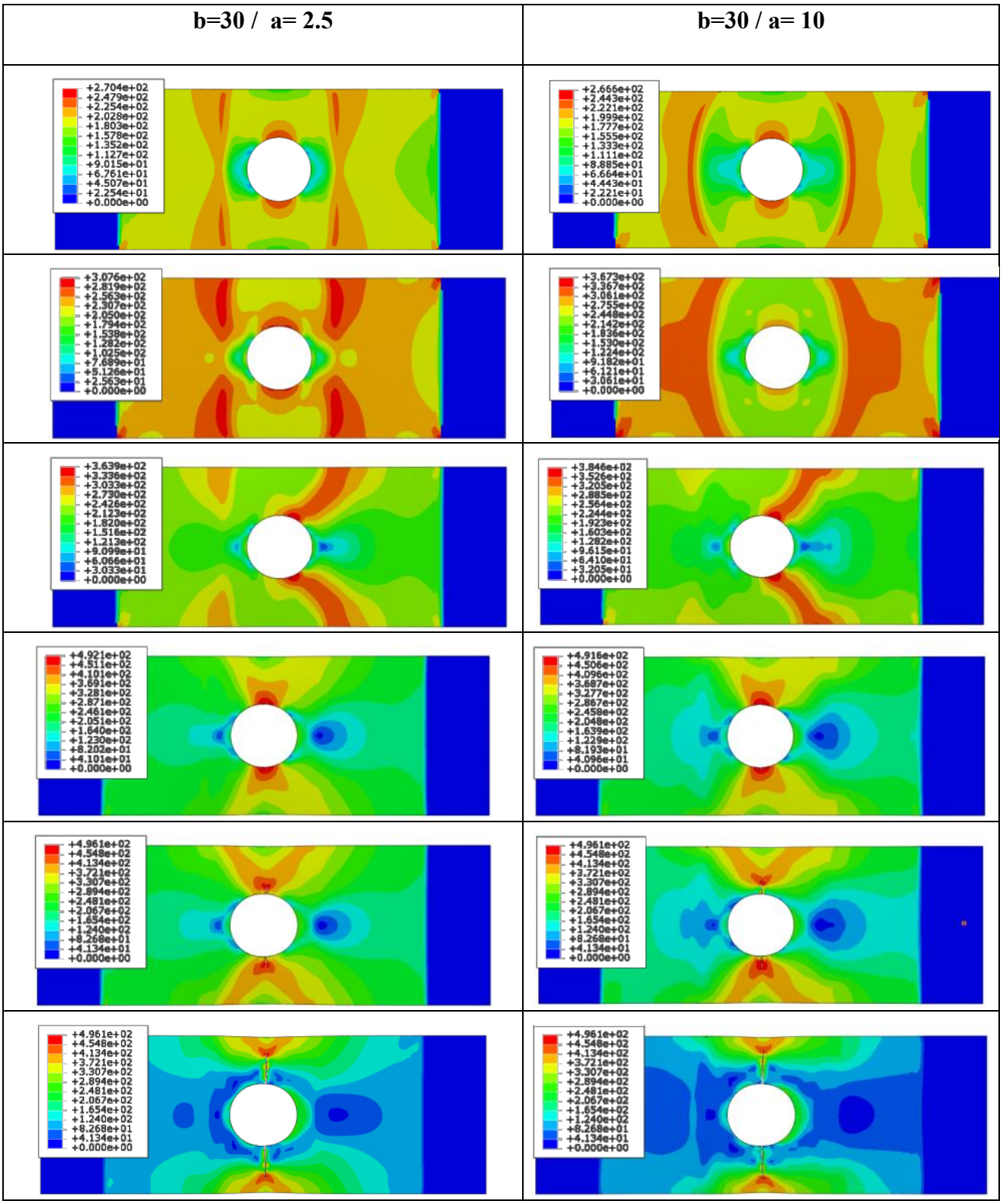
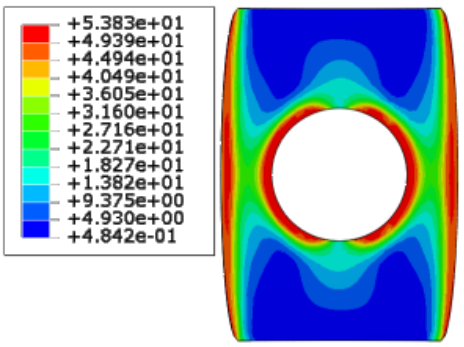
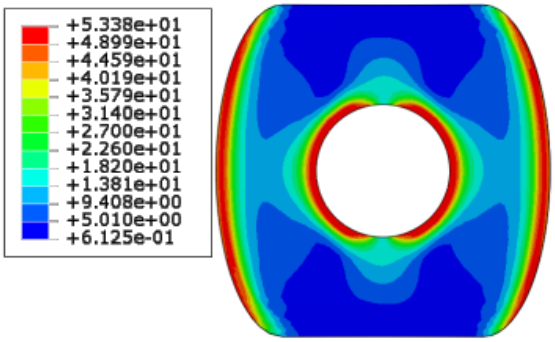
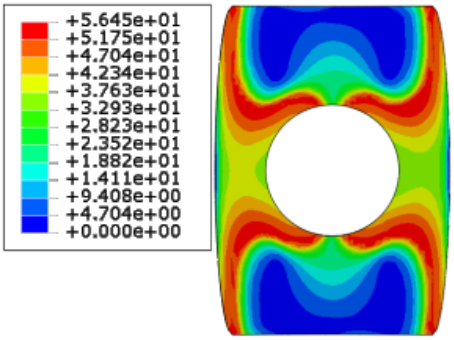
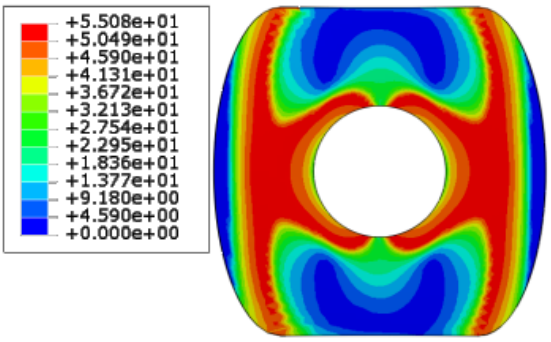
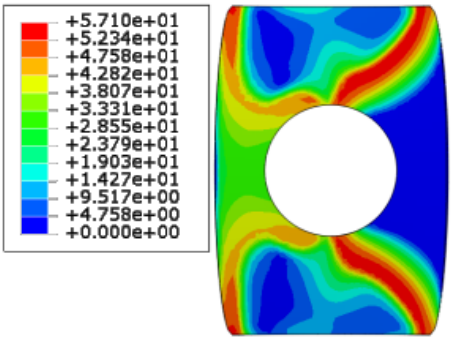
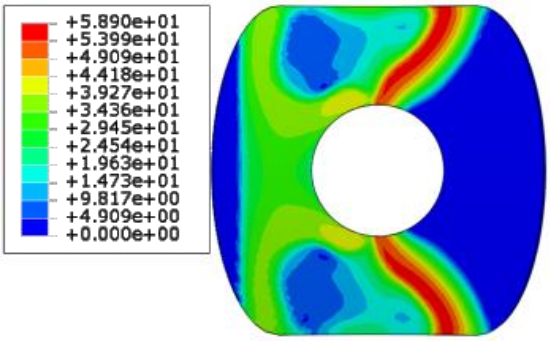
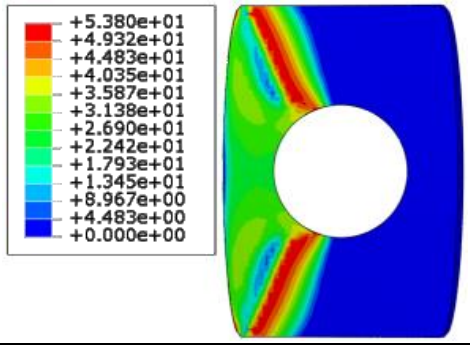
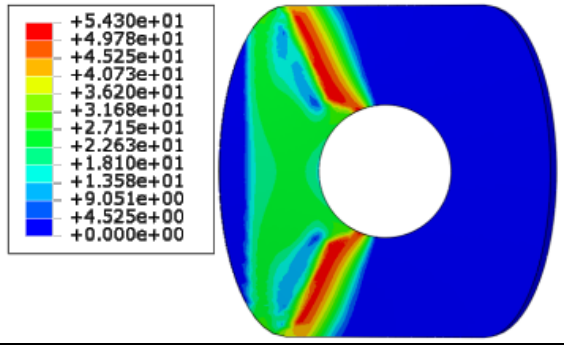


Figure III. 26 : Niveaux de contraintes dans la plaque réparée pour différentes charges appliquées.

[b=30 - a=2.5]	[b=30 - a=10]
	
	
	
	

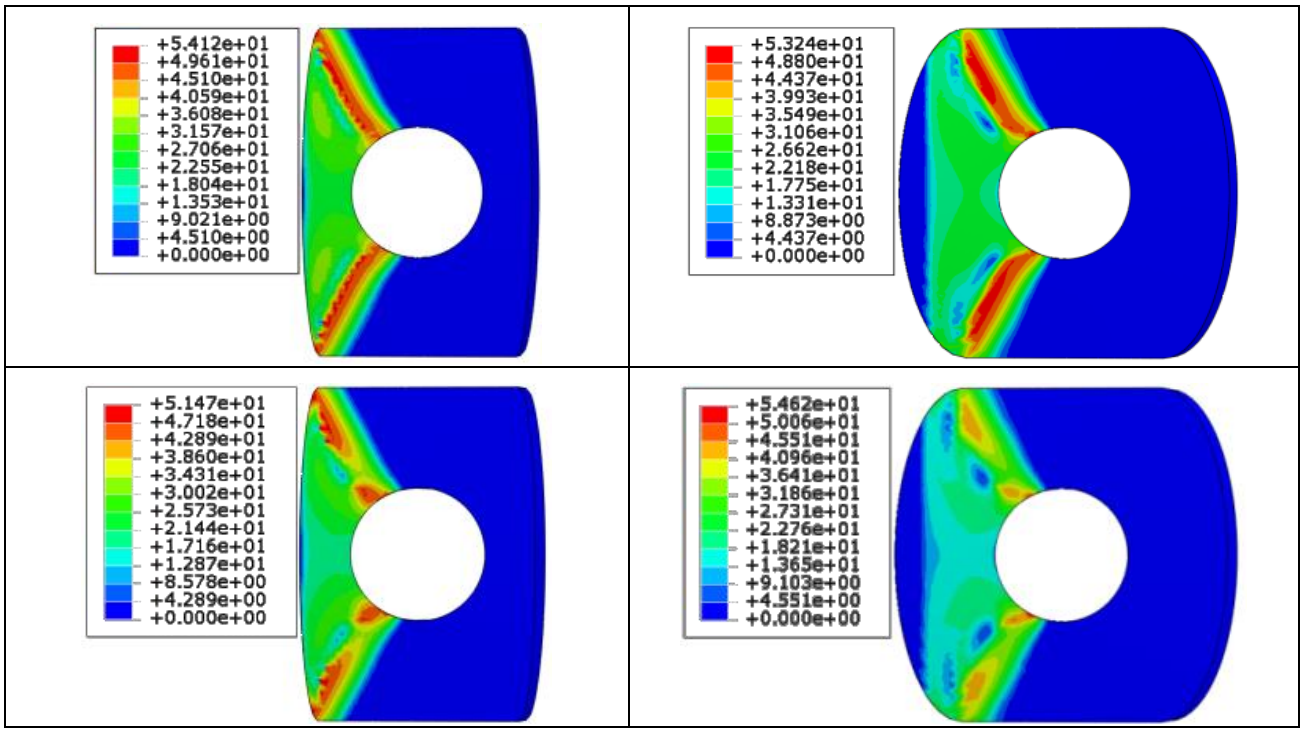
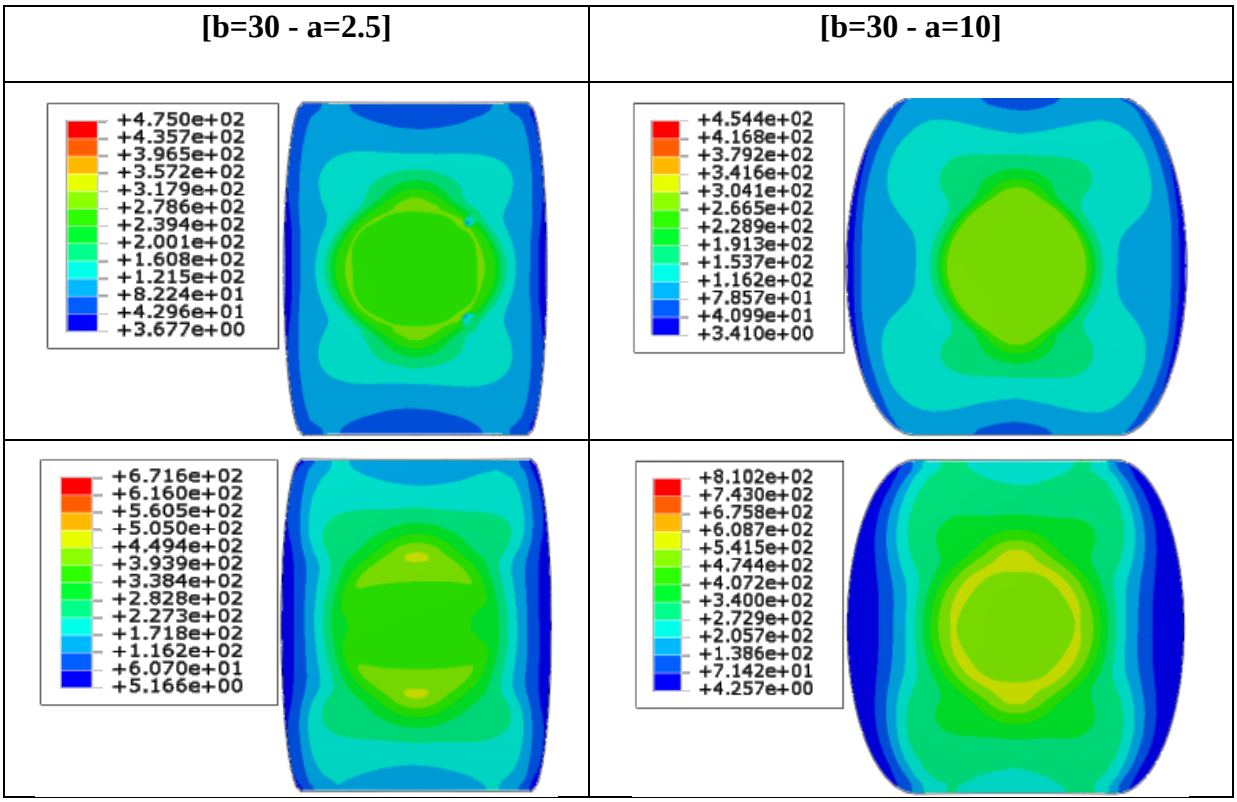


Figure III. 27 : Niveaux de contraintes dans l'adhésive pour différentes charges appliquées.



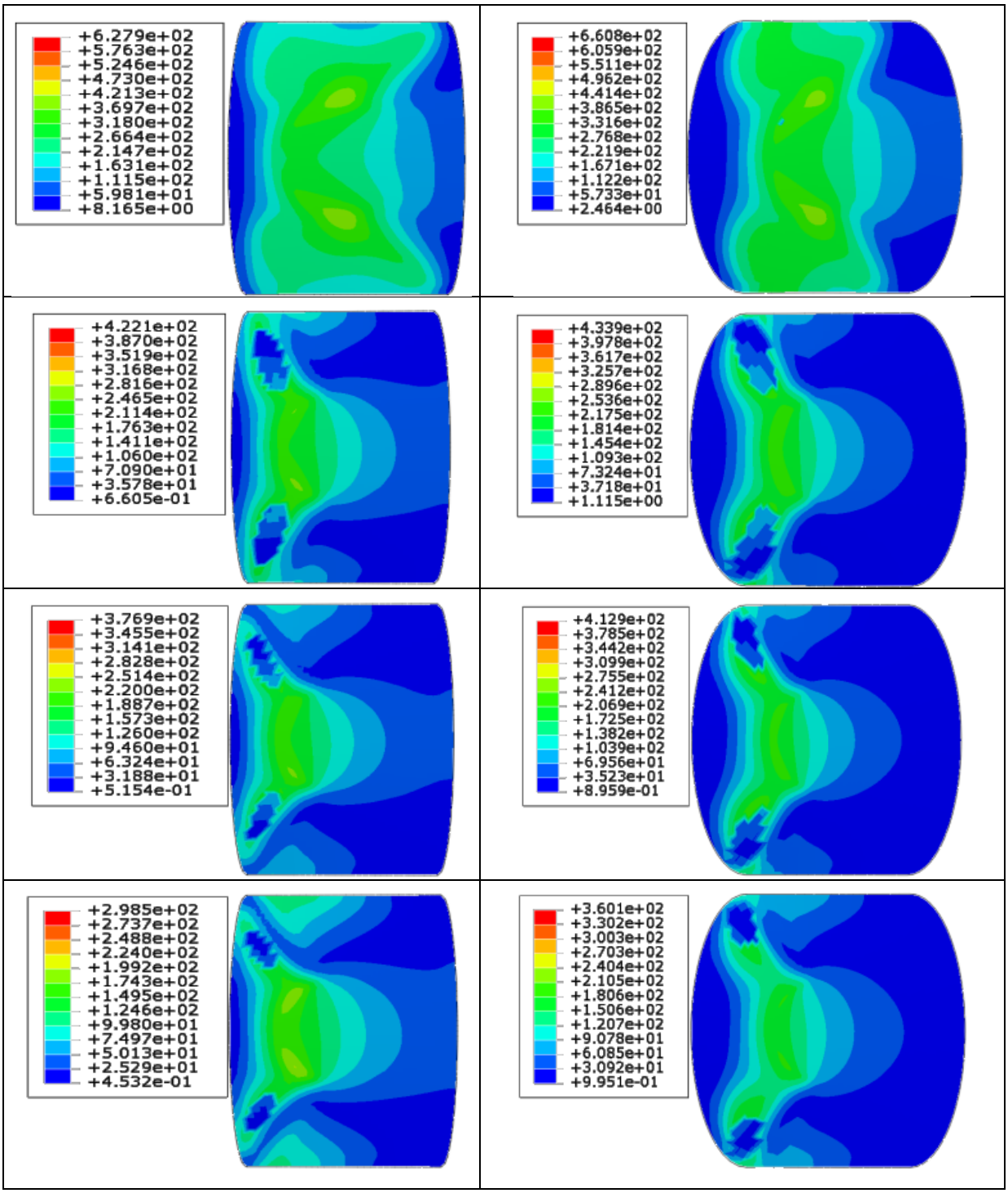


Figure III. 28 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

Le niveau des contraintes dans la plaque associé aux différentes valeurs du paramètre 'a' et pour les différentes charges appliquées montre clairement que la répartition des contraintes dans les plaques est pratiquement la même quelle que soit la valeur du paramètre 'a' de la modification apportée au coin du patch (Figure III. 26). D'autre part, on a constaté que si la valeur de 'a'

devient minimale, les contraintes seront beaucoup plus concentrées aux bords du patch. Par contre, si 'a' devient important, les contraintes seront moins concentrées au niveau de l'entaille.

Au niveau de l'entaille, les contraintes sont moins concentrées pour le cas de réparation par patch avec un changement dont la valeur du paramètre 'a' est significative.

Il est ainsi à noter que quelle que soit la modification apportée aux coins du patch (variation de 'a'), le patch continue à assurer un transfert de charge depuis la zone endommagée (Figure III. 28). Le taux de transfert de charge dépend fortement de la valeur de 'a', par exemple si a=10 mm, les contraintes sont concentrées dans une petite zone, cette zone sera plus étendue pour a= 7.5 mm ce qui signifie un meilleur transfert de charge.

Cependant, le niveau de contrainte dans le patch est à noter que quelle que soit la modification apportée aux coins du patch en faisant varier le paramètre 'a' Figure III. 28, le patch assure un transfert de charge depuis la zone endommagée. Le taux de transfert de charge dépend fortement de la forme du patch et donc de la valeur de 'a'. Les contraintes sont concentrées dans une petite zone lorsque 'a' est égal à 10 mm mais si la valeur de 'a' est égale à 7,5 mm, la zone de forte concentration de contraintes est plus étendue et donc un meilleur transfert de charge. Une fois la force maximale atteinte, le décollement apparaît rapidement dans le boîtier ou à moins de 5 mm et s'étend rapidement ce qui entraîne un mauvais transfert de contraintes dans le patch. Une petite zone continue à transmettre les contraintes de la zone endommagée ce qui provoque une rupture rapide de la structure.

La Figure III. 29 présente une analyse du niveau de contrainte dans l'adhésif et donc de son endommagement.

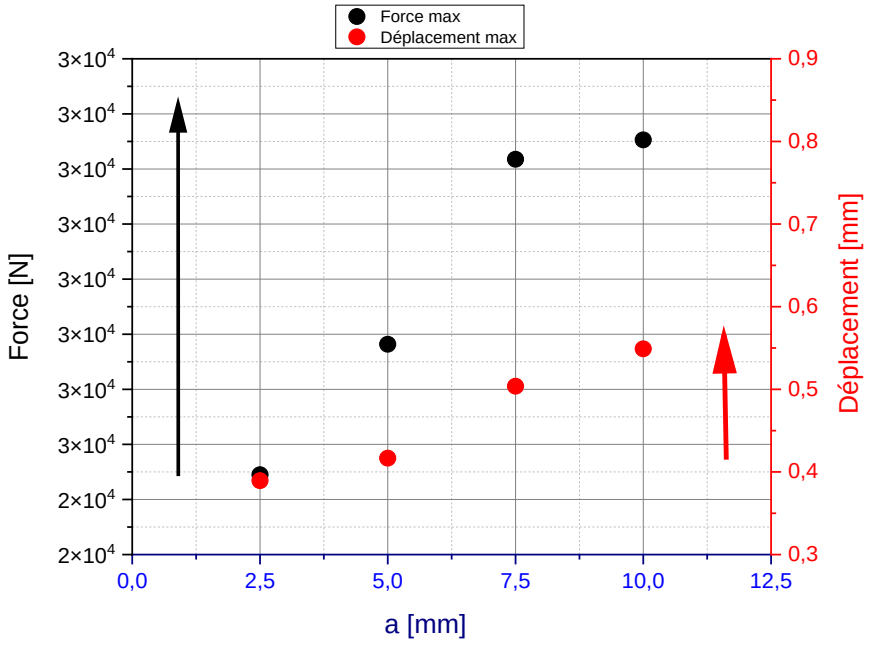


Figure III. 29 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre géométrique 'a' de bords du patch.

La valeur maximale de l'effort de traction ainsi que le déplacement pour les différentes modifications apportées au patch sont représentées sur la Figure III. 29. D'après cette figure, on constate clairement que pour cette forme de patch, toutes les modifications apportées au bord du patch (variation en hausse de 'a') améliorent nettement les valeurs maximales de la force d'effort et du déplacement, surtout pour une modification importante du paramètre 'a'.

III.3.2 Modification du patch circulaire

Afin d'analyser l'effet de la forme géométrique du patch sur la résistance de la structure, nous allons utiliser dans cette partie d'étude les mêmes variations géométriques des paramètres du patch carré. Ces variations seront appliquées de la même façon sur un patch circulaire.

Pour la deuxième partie de notre étude, nous avons essayé d'apporter les mêmes modifications au patch circulaire.

III.3.2.1 Première modification

La première modification consiste à garder la largeur du patch identique à la largeur de la plaque tout en minimisant la hauteur du patch (Figure III. 30)

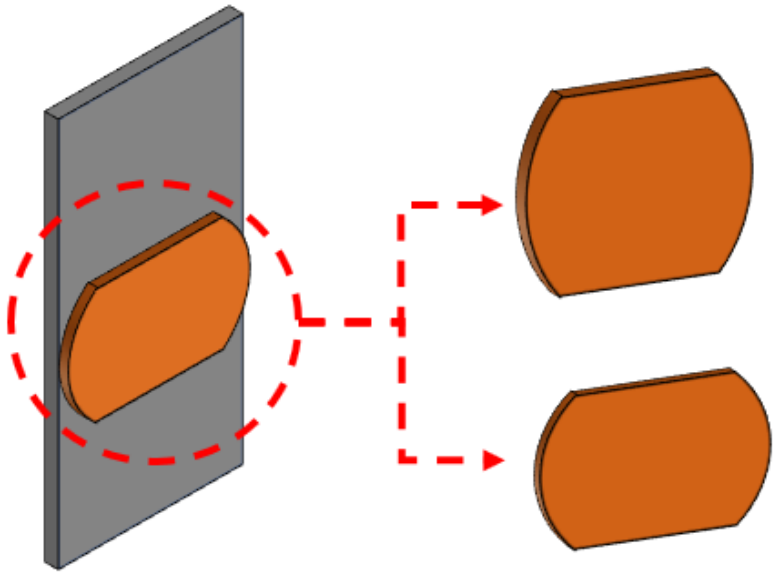


Figure III. 30 : Modification géométrique appliquée à un patch circulaire

L'effet de ce changement de la forme du patch sur la réponse globale de la structure endommagée et réparée est illustré par la figure III.30 sous formes en termes de courbe de traction force-déplacement est illustré à la Figure III. 31.

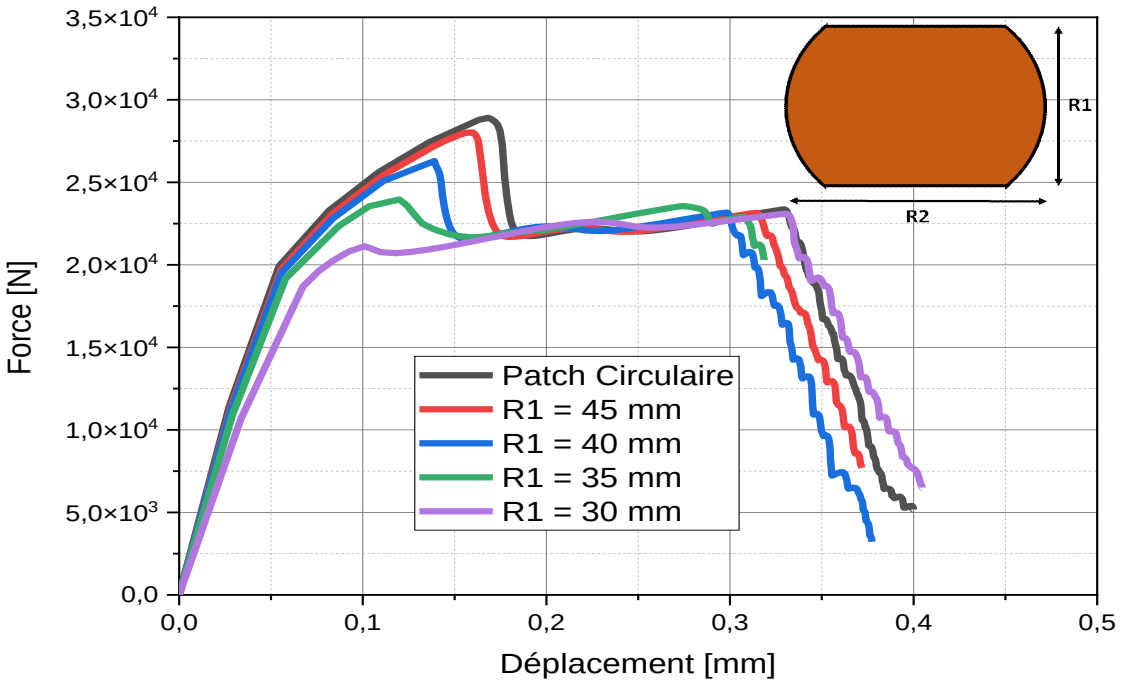
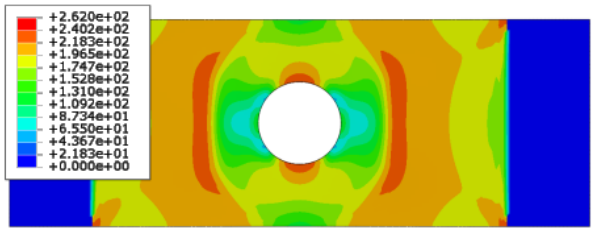
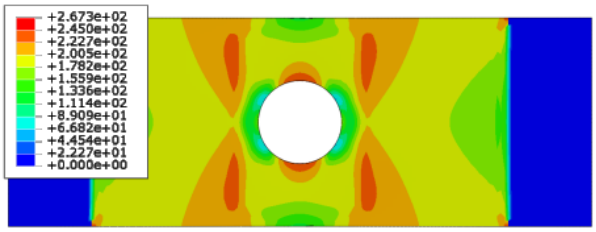
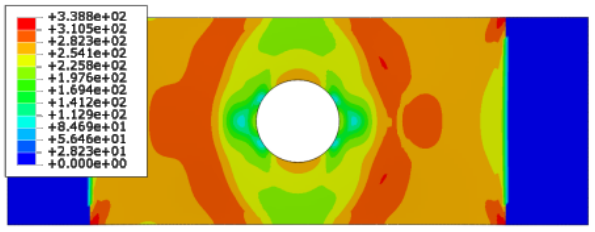
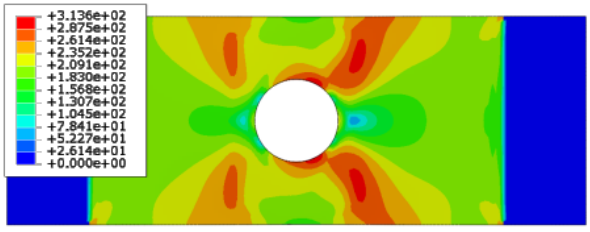
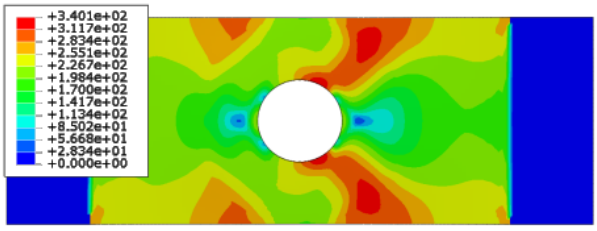
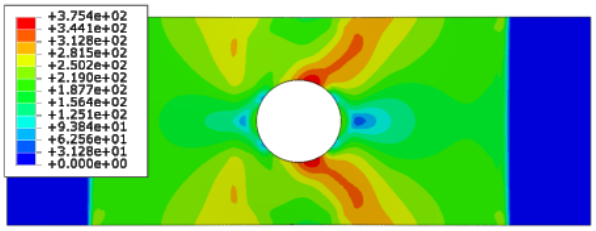


Figure III. 31: Courbes force-déplacement d'une plaque réparée par patch circulaire modifié sur R1.

L'analyse de ces courbes montre qu'une diminution de la hauteur du patch conduit à une réduction de la résistance de la structure réparée. Cette réduction est sensiblement remarquée pour une diminution de la hauteur supérieure à 5 mm. On constate clairement que si la hauteur du patch diminue la résistance de la structure réparée diminue en diminuant sa force de traction maximale. Une diminution de la hauteur de patch de 5 mm n'affecte guère la résistance de la structure. La valeur de déplacement de la structure n'est pas affectée par ce changement puisque la largeur du patch reste la même. On constate clairement que la répartition des tresses contraintes dans la zone couverte est pratiquement la même pour les deux modifications apportées au patch, par contre, en dehors de cette zone, on note une différence de répartition des contraintes. Le boitier ayant une hauteur du patch R1=45mm a une meilleure diffusion. Dès que la force appliquée augmente, l'influence de la hauteur du patch apparaît clairement. Au début du détachement décollement, si la hauteur du patch est réduite, l'endommagement de l'adhésif apparaît et se propage rapidement, provoquant un transfert de charge incorrect.

La répartition des contraintes dans la plaque réparée est assurée par le taux de transfert de charge à travers l'adhésif (Figure III. 32 et Figure III. 33). Le niveau de contrainte est nettement élevé, une forte concentration de contrainte se situe dans la couche adhésive à cause de la réduction de la hauteur du patch.

R1=45	R1=30
	
	
	

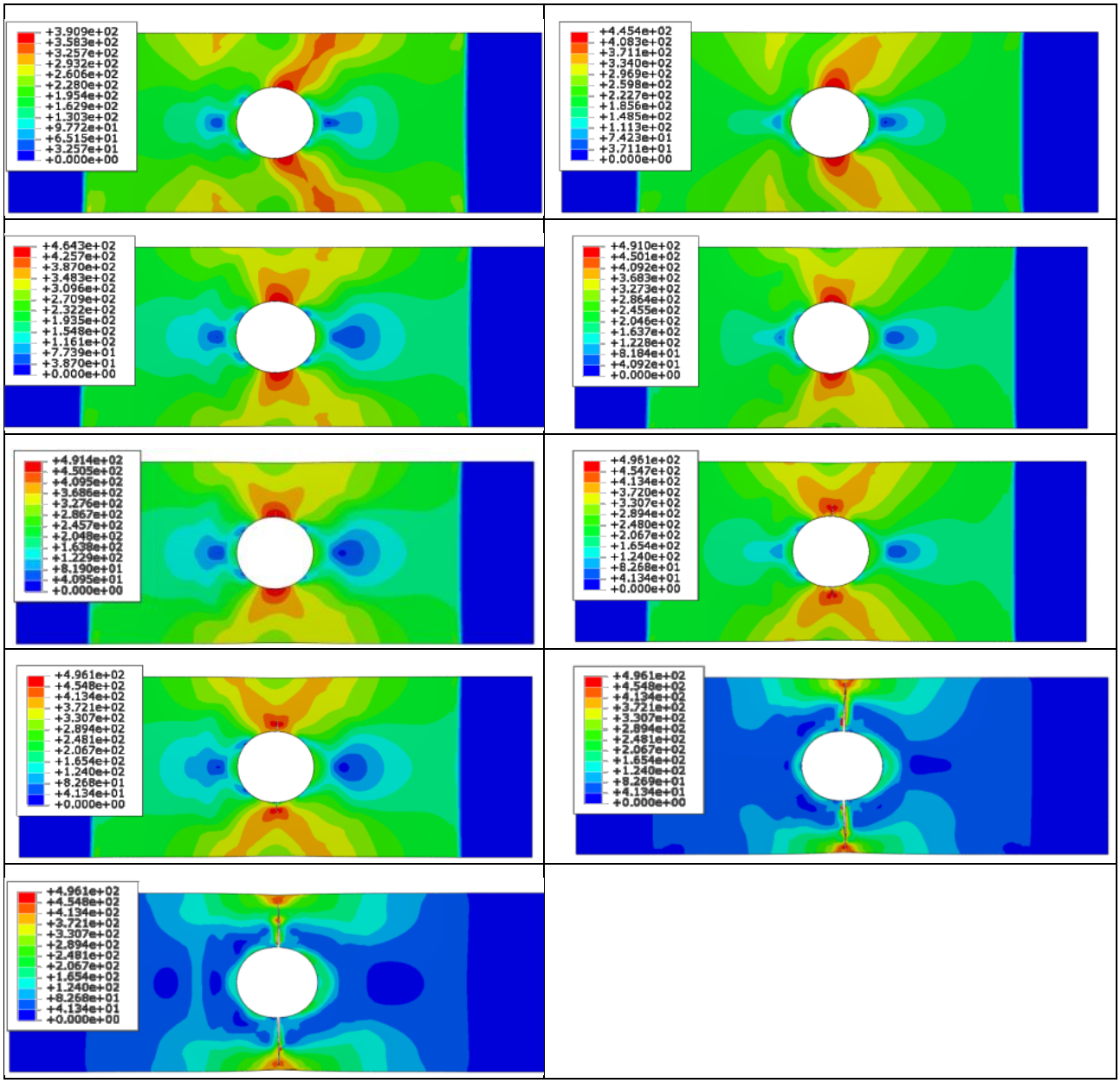
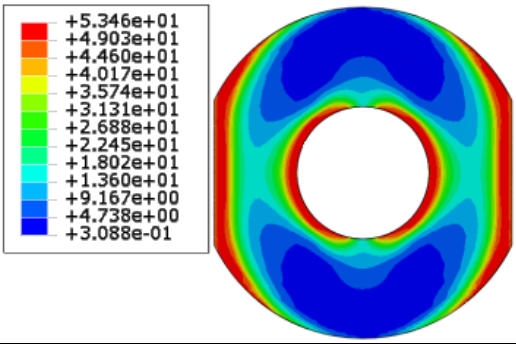
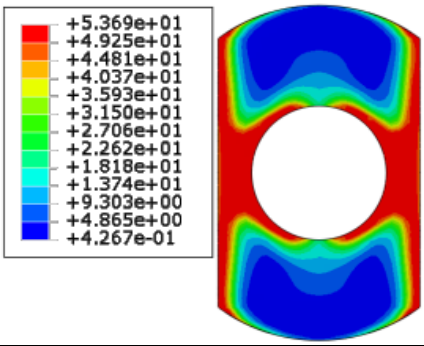
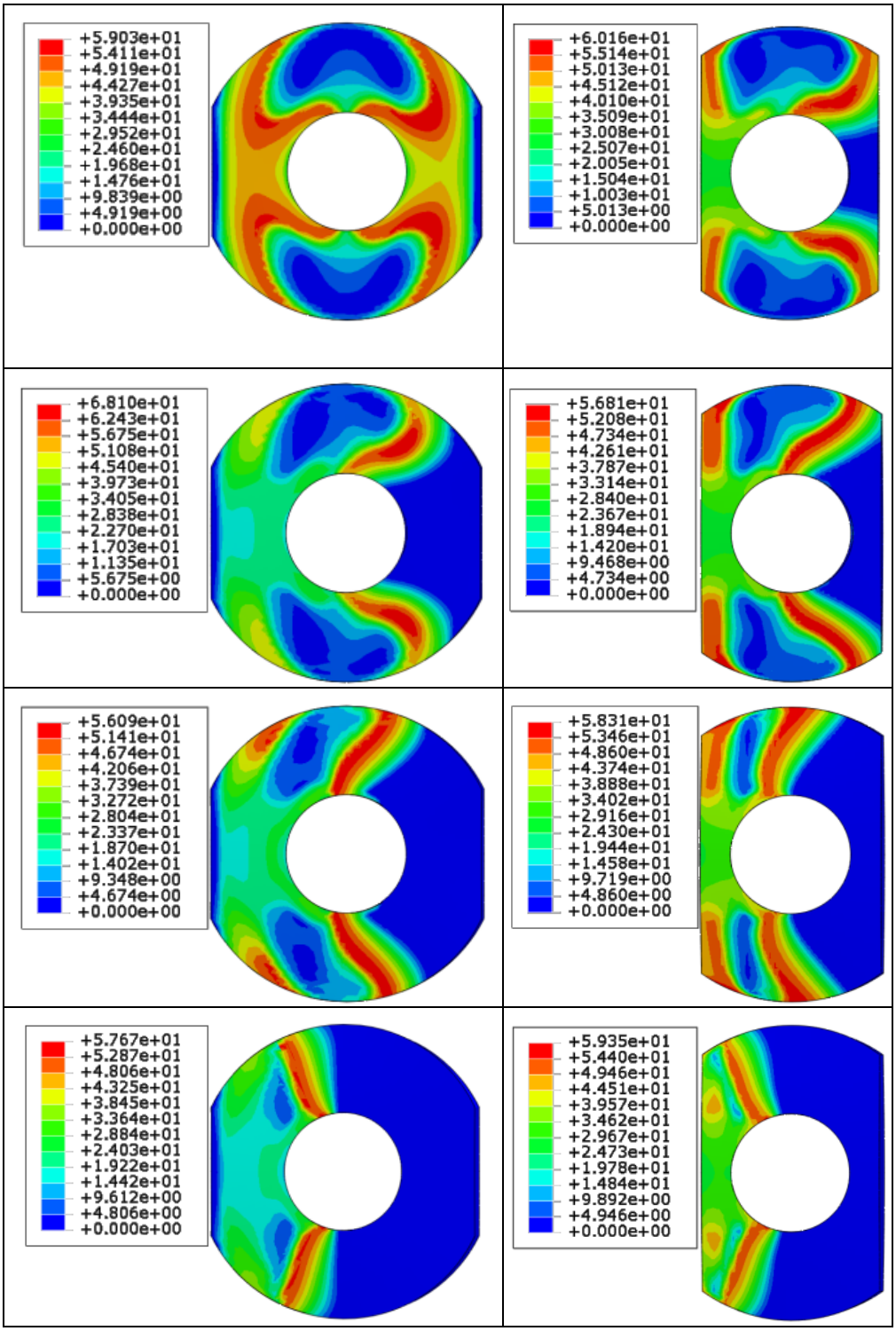


Figure III. 32 : Niveaux des contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées.

R1=45	R1=30
	


+5.903e+01
+5.411e+01
+4.919e+01
+4.427e+01
+3.935e+01
+3.444e+01
+2.952e+01
+2.460e+01
+1.968e+01
+1.476e+01
+9.839e+00
+4.919e+00
+0.000e+00
+6.016e+01
+5.514e+01
+5.013e+01
+4.512e+01
+4.010e+01
+3.509e+01
+3.008e+01
+2.507e+01
+2.005e+01
+1.504e+01
+1.003e+01
+5.013e+00
+0.000e+00
+6.810e+01
+6.243e+01
+5.675e+01
+5.108e+01
+4.540e+01
+3.973e+01
+3.405e+01
+2.838e+01
+2.270e+01
+1.703e+01
+1.135e+01
+5.675e+00
+0.000e+00
+5.681e+01
+5.208e+01
+4.734e+01
+4.261e+01
+3.787e+01
+3.314e+01
+2.840e+01
+2.367e+01
+1.894e+01
+1.420e+01
+9.468e+00
+4.734e+00
+0.000e+00
+5.609e+01
+5.141e+01
+4.674e+01
+4.206e+01
+3.739e+01
+3.272e+01
+2.804e+01
+2.337e+01
+1.870e+01
+1.402e+01
+9.348e+00
+4.674e+00
+0.000e+00
+5.831e+01
+5.346e+01
+4.860e+01
+4.374e+01
+3.888e+01
+3.402e+01
+2.916e+01
+2.430e+01
+1.944e+01
+1.458e+01
+9.719e+00
+4.860e+00
+0.000e+00
+5.767e+01
+5.287e+01
+4.806e+01
+4.325e+01
+3.845e+01
+3.364e+01
+2.884e+01
+2.403e+01
+1.922e+01
+1.442e+01
+9.612e+00
+4.806e+00
+0.000e+00
+5.935e+01
+5.440e+01
+4.946e+01
+4.451e+01
+3.957e+01
+3.462e+01
+2.967e+01
+2.473e+01
+1.978e+01
+1.484e+01
+9.892e+00
+4.946e+00
+0.000e+00

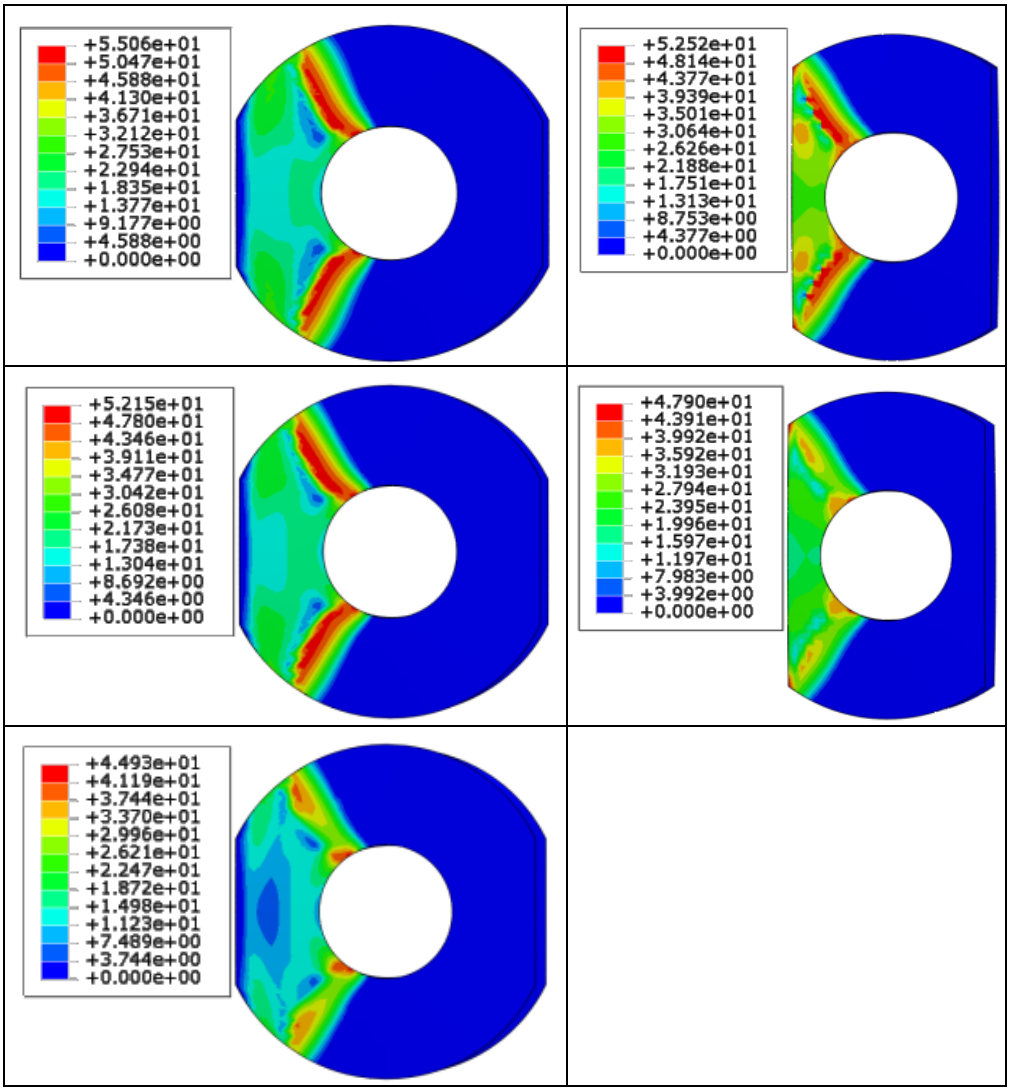
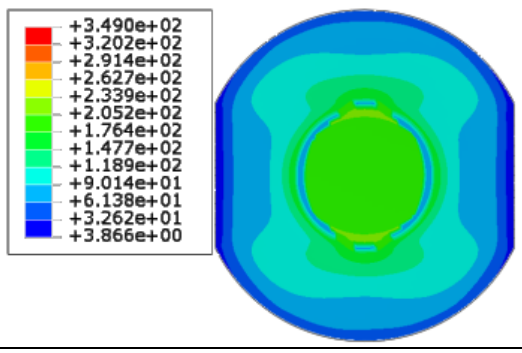
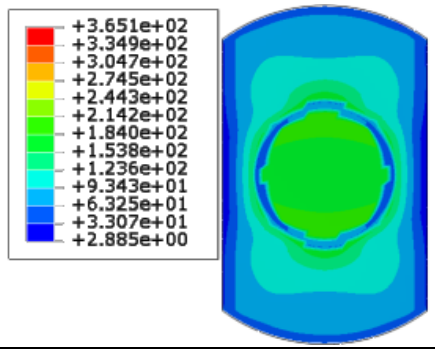
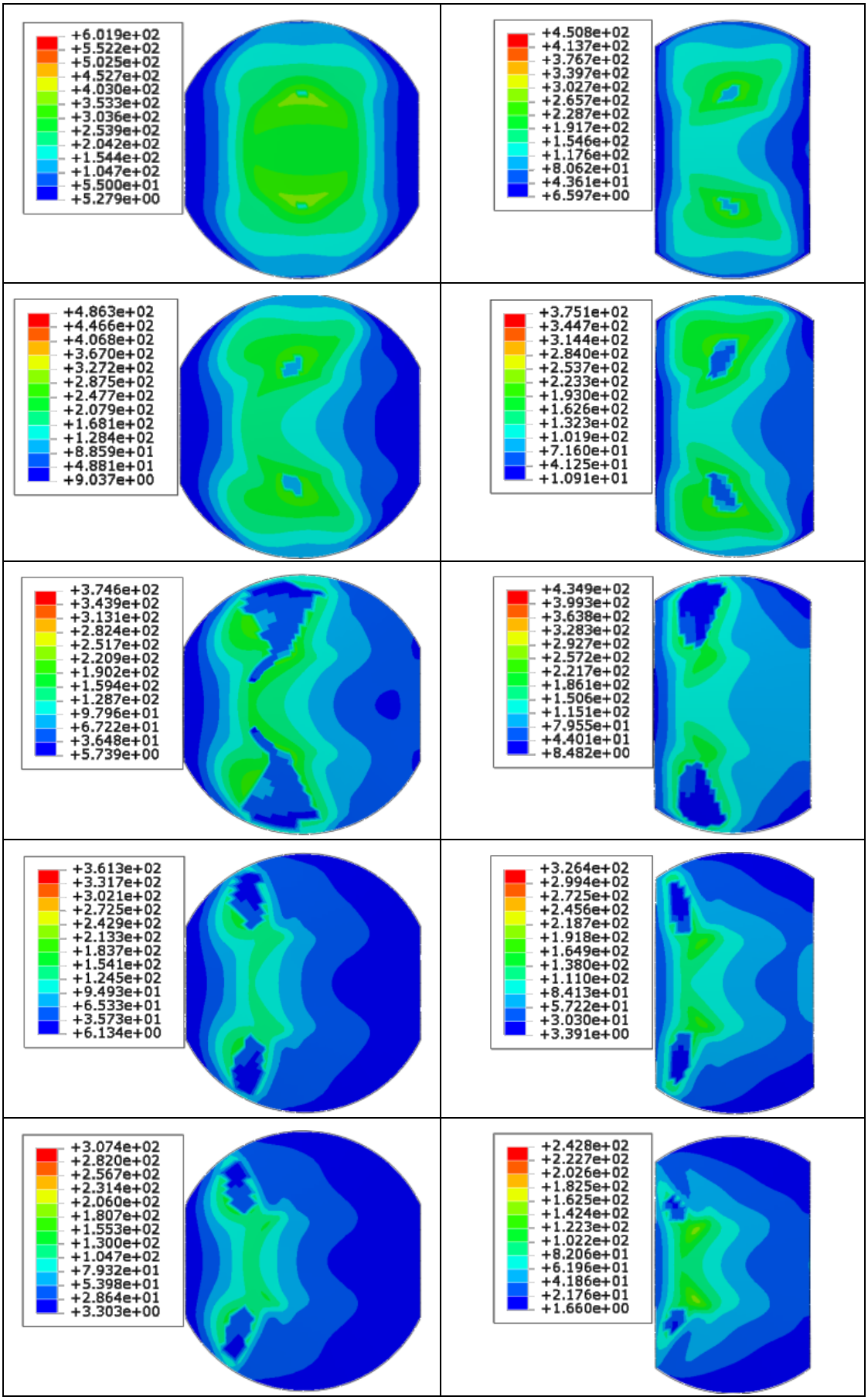


Figure III. 33 : Niveaux des contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées.

A cause de la taille réduite du patch et de la présence de l'entaille, la surface couverte par l'adhésif devient petite (Figure III. 34), ce qui provoque des contraintes élevées réparties sur les bords et l'entaille.

R1=45	R1=30
	


+6.019e+02
+5.522e+02
+5.025e+02
+4.527e+02
+4.030e+02
+3.533e+02
+3.036e+02
+2.539e+02
+2.042e+02
+1.544e+02
+1.047e+02
+5.500e+01
+5.279e+00
+4.508e+02
+4.137e+02
+3.767e+02
+3.397e+02
+3.027e+02
+2.657e+02
+2.287e+02
+1.917e+02
+1.546e+02
+1.176e+02
+8.062e+01
+4.361e+01
+6.597e+00
+4.863e+02
+4.466e+02
+4.068e+02
+3.670e+02
+3.272e+02
+2.875e+02
+2.477e+02
+2.079e+02
+1.681e+02
+1.284e+02
+8.859e+01
+4.881e+01
+9.037e+00
+3.751e+02
+3.447e+02
+3.144e+02
+2.840e+02
+2.537e+02
+2.233e+02
+1.930e+02
+1.626e+02
+1.323e+02
+1.019e+02
+7.160e+01
+4.125e+01
+1.091e+01
+3.746e+02
+3.439e+02
+3.131e+02
+2.824e+02
+2.517e+02
+2.209e+02
+1.902e+02
+1.594e+02
+1.287e+02
+9.796e+01
+6.722e+01
+3.648e+01
+5.739e+00
+4.349e+02
+3.993e+02
+3.638e+02
+3.283e+02
+2.927e+02
+2.572e+02
+2.217e+02
+1.861e+02
+1.506e+02
+1.151e+02
+7.955e+01
+4.401e+01
+8.482e+00
+3.613e+02
+3.317e+02
+3.021e+02
+2.725e+02
+2.429e+02
+2.133e+02
+1.837e+02
+1.541e+02
+1.245e+02
+9.493e+01
+6.533e+01
+3.573e+01
+6.134e+00
+3.264e+02
+2.994e+02
+2.725e+02
+2.456e+02
+2.187e+02
+1.918e+02
+1.649e+02
+1.380e+02
+1.110e+02
+8.413e+01
+5.722e+01
+3.030e+01
+3.391e+00
+3.074e+02
+2.820e+02
+2.567e+02
+2.314e+02
+2.060e+02
+1.807e+02
+1.553e+02
+1.300e+02
+1.047e+02
+7.932e+01
+5.398e+01
+2.864e+01
+3.303e+00
+2.428e+02
+2.227e+02
+2.026e+02
+1.825e+02
+1.625e+02
+1.424e+02
+1.223e+02
+1.022e+02
+8.206e+01
+6.196e+01
+4.186e+01
+2.176e+01
+1.660e+00

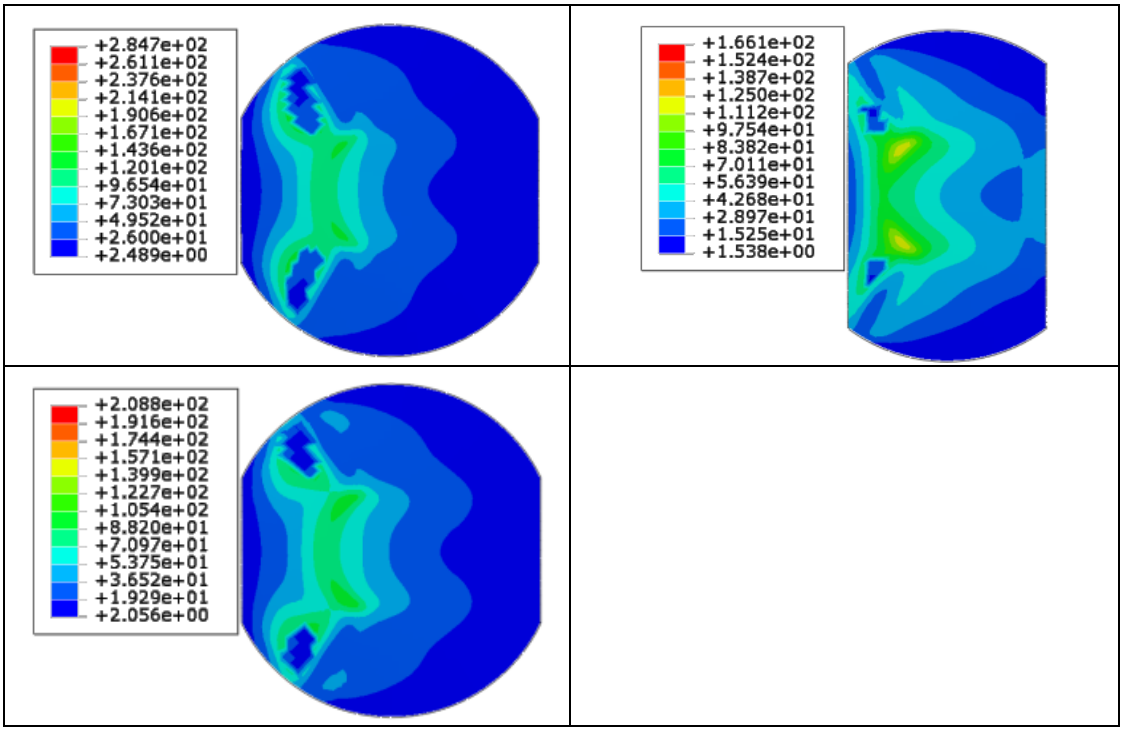


Figure III. 34 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

La Figure III. 35 montre la variation de l'effort de traction et du déplacement maximal de la structure réparée en fonction de la hauteur du patch R1.

On constate que la variation de l'effort de traction est proportionnelle avec la variation de R1, et elle est inversement proportionnelle pour le déplacement. Autrement dit, une augmentation de R1 conduit à une réduction de l'effort de traction et à une augmentation de l'allongement. Pour ce changement on note que si la hauteur 'R1' diminue la largeur du patch 'R2' augmente ce qui assure une large couverture de la zone endommagée.

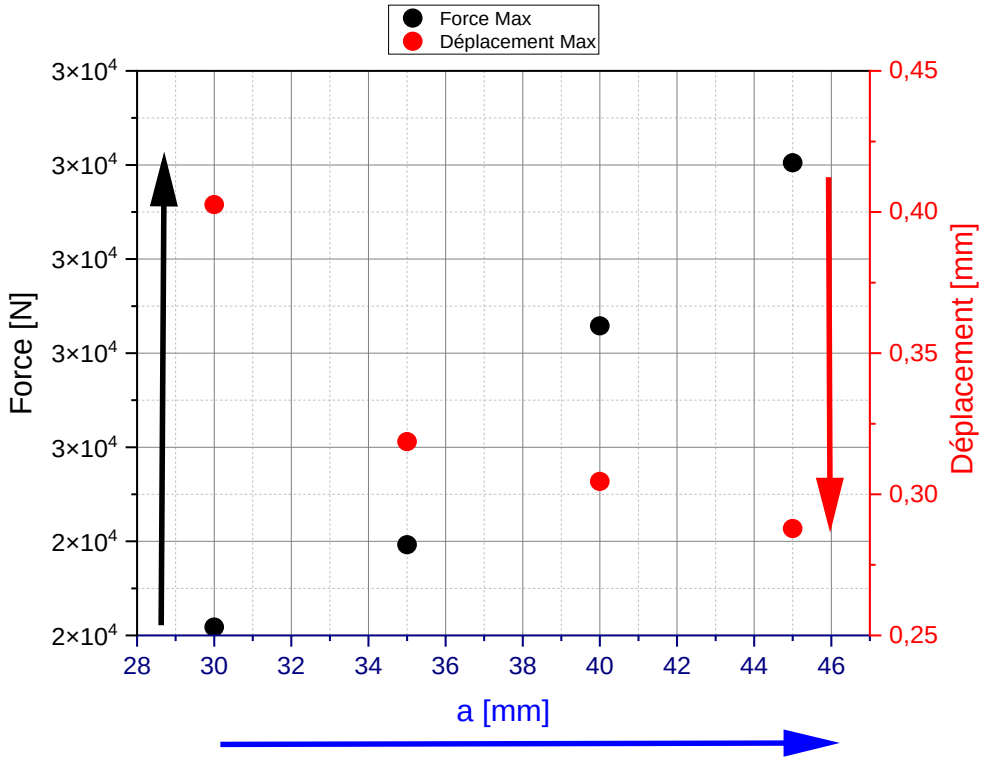


Figure III. 35 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R1' de la géométrie du patch.

III.3.2.2 Deuxième modification

Dans ce qui suit nous allons inverser la disposition du patch circulaire modifié de telle sorte que sa hauteur R1 augmente tout en variant sa largeur (Figure III. 36).

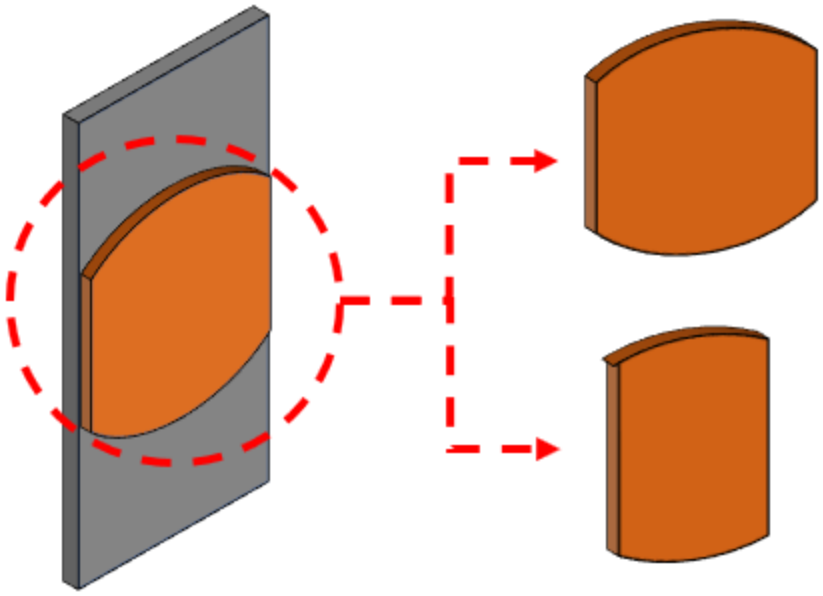


Figure III. 36 : Modification géométrique appliquée à un patch circulaire inversé

Les courbes de traction obtenues pour ce cas sont illustrées par la figure III.37.

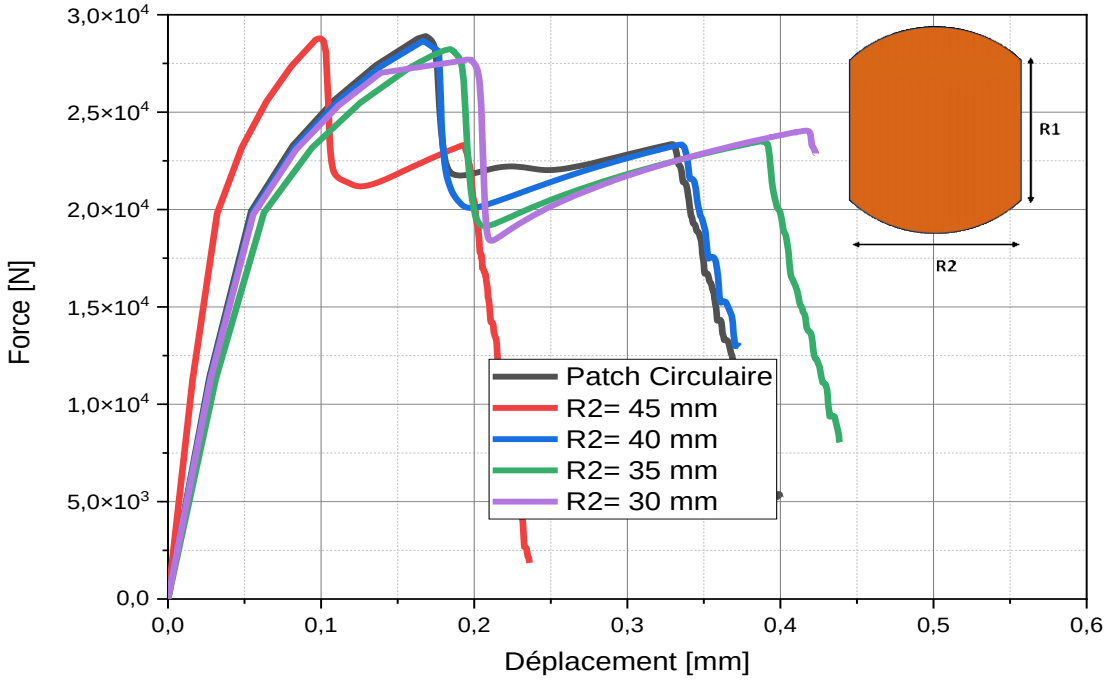
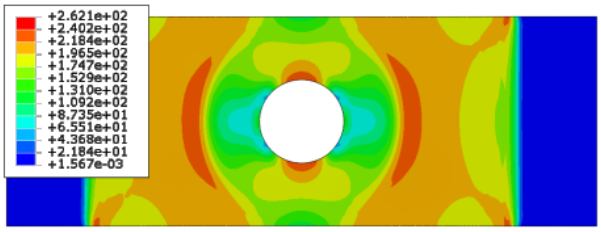
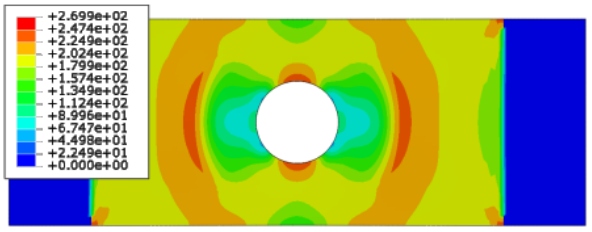
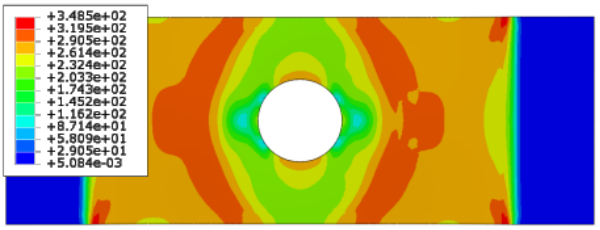
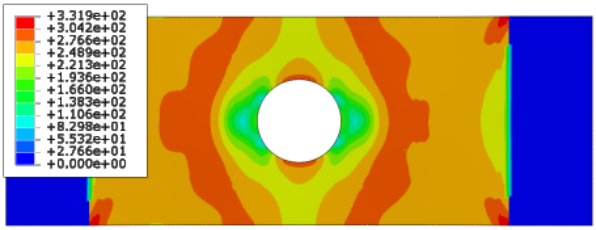
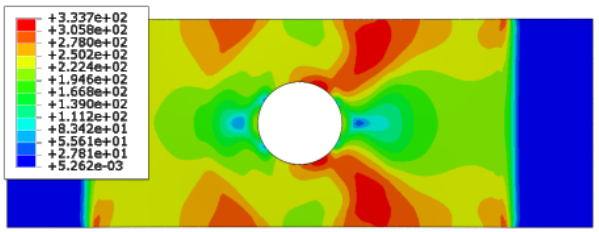
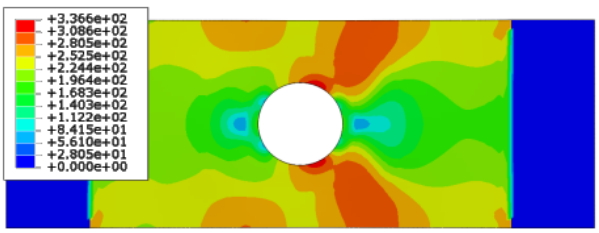
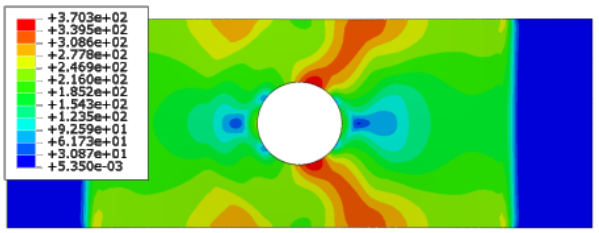
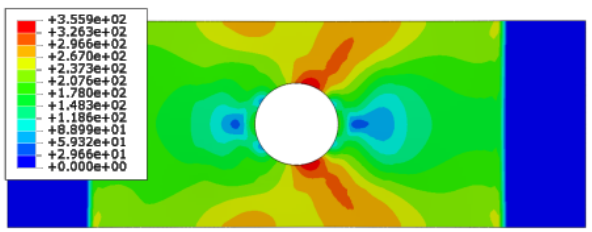
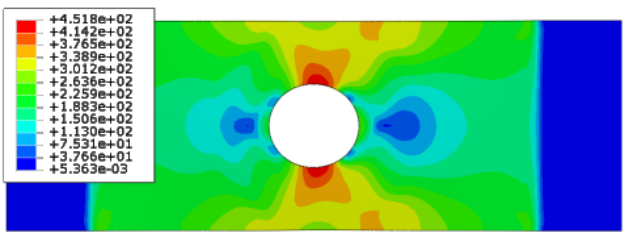
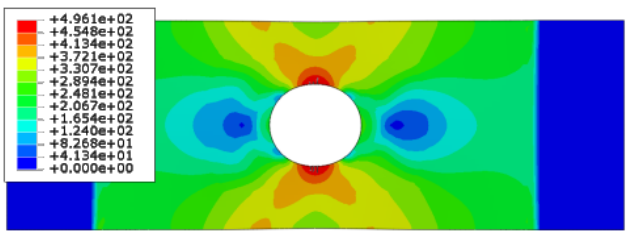
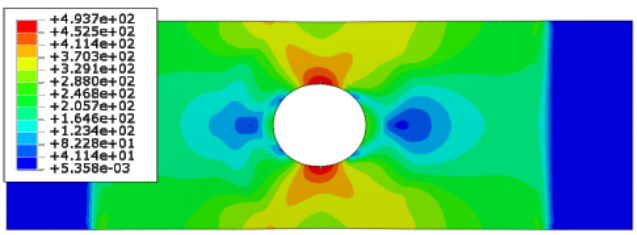
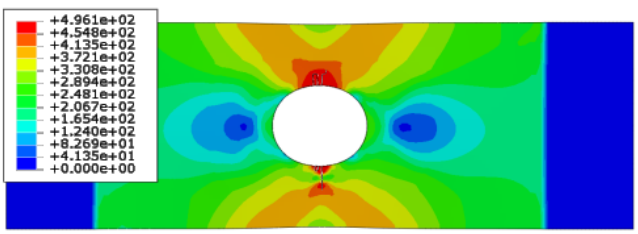
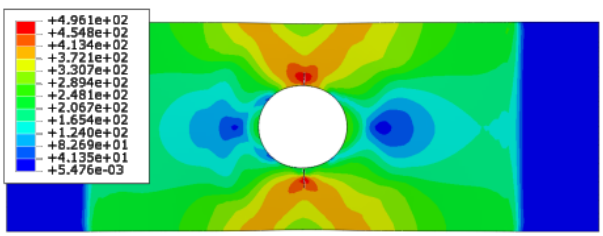


Figure III. 37 : Courbe force-déplacement d'une plaque réparée par patch circulaire modifié sur R_2.

On note clairement que si la largeur 'R2' diminue légèrement le patch assure toujours le transfert des contraintes identiquement à la structure réparée par patch circulaire. Si la largeur « R2 » diminue, nous aurons une forme elliptique qui garantit à R1 une meilleure résistance de la structure et fournit moins de matière pour le patch composite.

On remarque ainsi qu'au niveau de la zone endommagée la répartition de contraintes est similaire pour les deux modifications, loin de cette zone et dans le cas où R2=45mm, le niveau de contrainte change et une zone de forte concentration de contraintes est constatée. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, le niveau des contraintes change dans la structure réparée, un meilleur transfert de charge est constaté pour le cas d'une grande valeur de la largeur du patch (Figure III. 38). En outre, une fois les dommages adhésifs apparaissent, la structure réparée présente toujours une bonne résistance et le patch continue à transférer les contraintes. Pour une largeur réduite du patch, la fissure apparaît rapidement.

R2=45	R2=30
+2.621e+02 +2.402e+02 +2.184e+02 +1.965e+02 +1.747e+02 +1.529e+02 +1.310e+02 +1.092e+02 +8.735e+01 +6.551e+01 +4.368e+01 +2.184e+01 +1.567e-03	+2.699e+02 +2.474e+02 +2.249e+02 +2.024e+02 +1.799e+02 +1.574e+02 +1.349e+02 +1.124e+02 +8.996e+01 +6.747e+01 +4.498e+01 +2.249e+01 +0.000e+00
+3.485e+02 +3.195e+02 +2.905e+02 +2.614e+02 +2.324e+02 +2.033e+02 +1.743e+02 +1.452e+02 +1.162e+02 +8.714e+01 +5.809e+01 +2.905e+01 +5.084e-03	+3.319e+02 +3.042e+02 +2.766e+02 +2.489e+02 +2.213e+02 +1.936e+02 +1.660e+02 +1.383e+02 +1.106e+02 +8.298e+01 +5.532e+01 +2.766e+01 +0.000e+00
+3.337e+02 +3.058e+02 +2.780e+02 +2.502e+02 +2.224e+02 +1.946e+02 +1.668e+02 +1.390e+02 +1.112e+02 +8.342e+01 +5.561e+01 +2.781e+01 +5.262e-03	+3.366e+02 +3.086e+02 +2.805e+02 +2.525e+02 +2.244e+02 +1.964e+02 +1.683e+02 +1.403e+02 +1.122e+02 +8.415e+01 +5.610e+01 +2.805e+01 +0.000e+00
+3.703e+02 +3.395e+02 +3.086e+02 +2.778e+02 +2.469e+02 +2.160e+02 +1.852e+02 +1.543e+02 +1.235e+02 +9.259e+01 +6.173e+01 +3.087e+01 +5.350e-03	+3.559e+02 +3.263e+02 +2.966e+02 +2.670e+02 +2.373e+02 +2.075e+02 +1.780e+02 +1.483e+02 +1.186e+02 +8.899e+01 +5.932e+01 +2.966e+01 +0.000e+00
+4.518e+02 +4.142e+02 +3.765e+02 +3.389e+02 +3.012e+02 +2.636e+02 +2.259e+02 +1.883e+02 +1.506e+02 +1.130e+02 +7.531e+01 +3.766e+01 +5.363e-03	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00
+4.937e+02 +4.525e+02 +4.114e+02 +3.703e+02 +3.291e+02 +2.880e+02 +2.468e+02 +2.057e+02 +1.646e+02 +1.234e+02 +8.228e+01 +4.114e+01 +5.358e-03	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.135e+02 +3.721e+02 +3.308e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.269e+01 +4.135e+01 +0.000e+00
+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.269e+01 +4.135e+01 +5.476e-03	

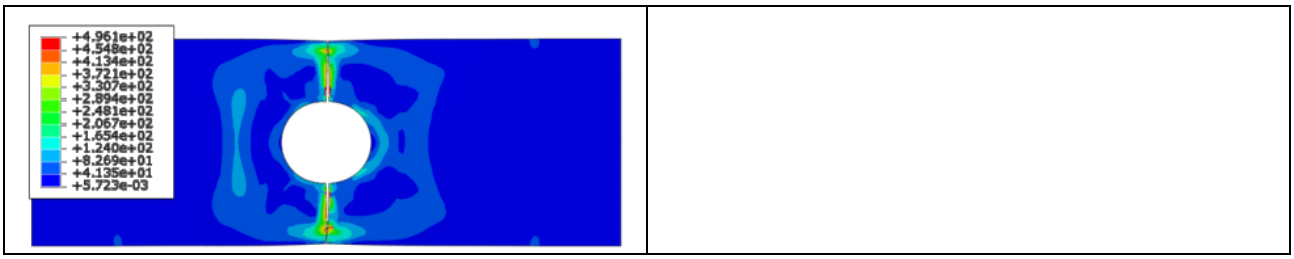
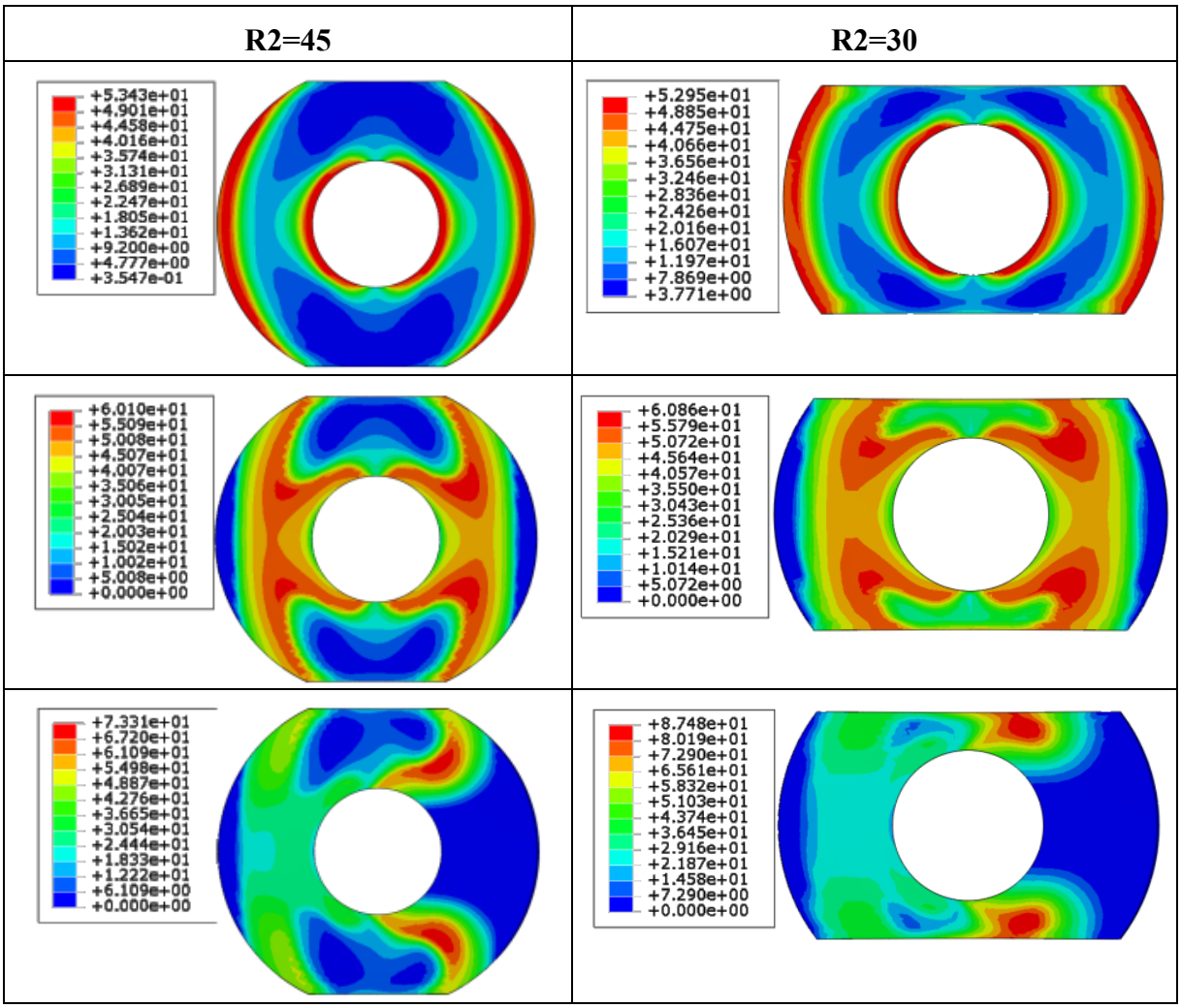


Figure III. 38 : Niveaux de contraintes dans une plaque réparée pour différentes charges appliquées.

L'analyse de la répartition des contraintes dans l'adhésif (Figure III. 39) montre que pour une largeur minimale du patch, une forte concentration de contraintes est détectée dans la couche adhésive. L'adhésif recouvre dans ce cas une petite zone endommagée et l'interaction des bords adhésifs crée des valeurs de contrainte élevées qui peuvent dépasser la limite de rupture de l'adhésif. La propagation des dommages adhésifs sera ainsi importante. La rupture précoce de la structure n'apparaît que pour une zone couverte par une grande largeur du patch.



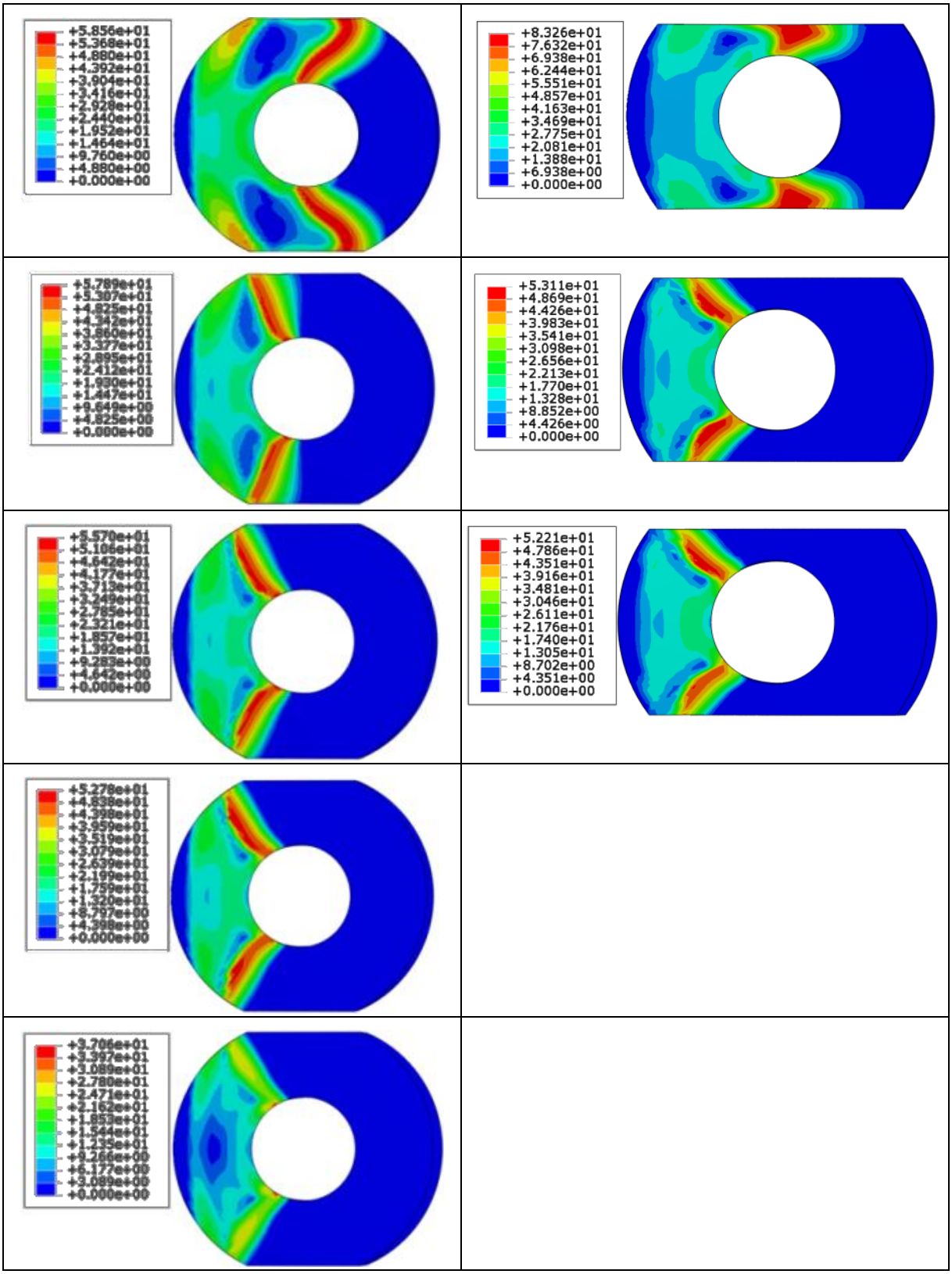
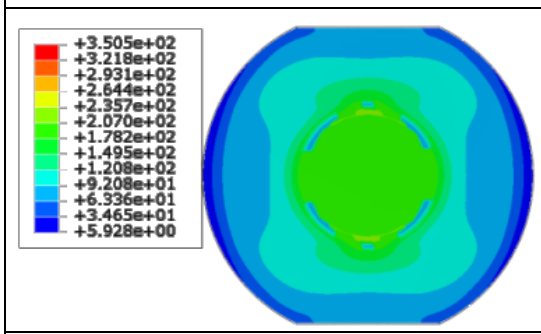
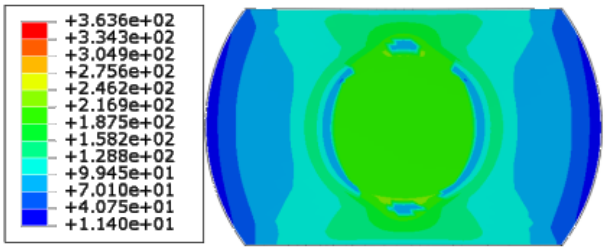
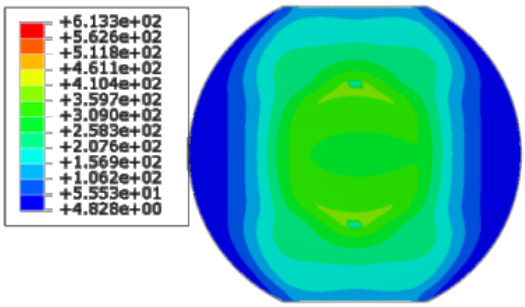
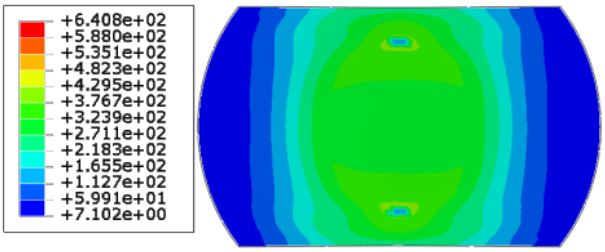
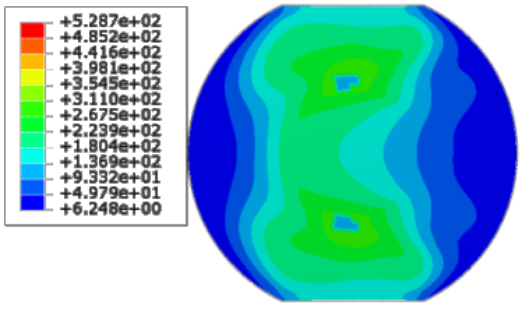
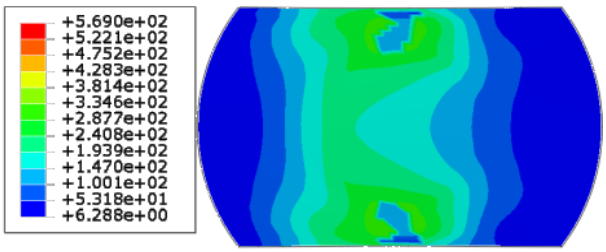


Figure III. 39 : Niveaux de contraintes dans l'adhésif pour différentes charges appliquées.

Pour la répartition de contraintes dans le patch (Figure III. 40), on remarque que si la largeur du patch diminue le patch assure toujours un transfert de charge qui sera réparti sur la majeure partie de sa surface. D'autre part, si la charge appliquée augmente le patch transmet plus de contraintes ce qui endommage l'adhésif, contrairement au patch large où le transfert de charge se fera sur une zone plus large et assure des contraintes faibles dans la couche adhésive et retarde par conséquent son endommagement. On note ainsi pour une largeur réduite du patch, une fois que l'endommagement de l'adhésif apparaît, il s'étend rapidement car les bords libres de l'adhésif sont au voisinage de l'entaille ce qui génère une forte concentration de contraintes.

R2=45	R2=30
	
	
	

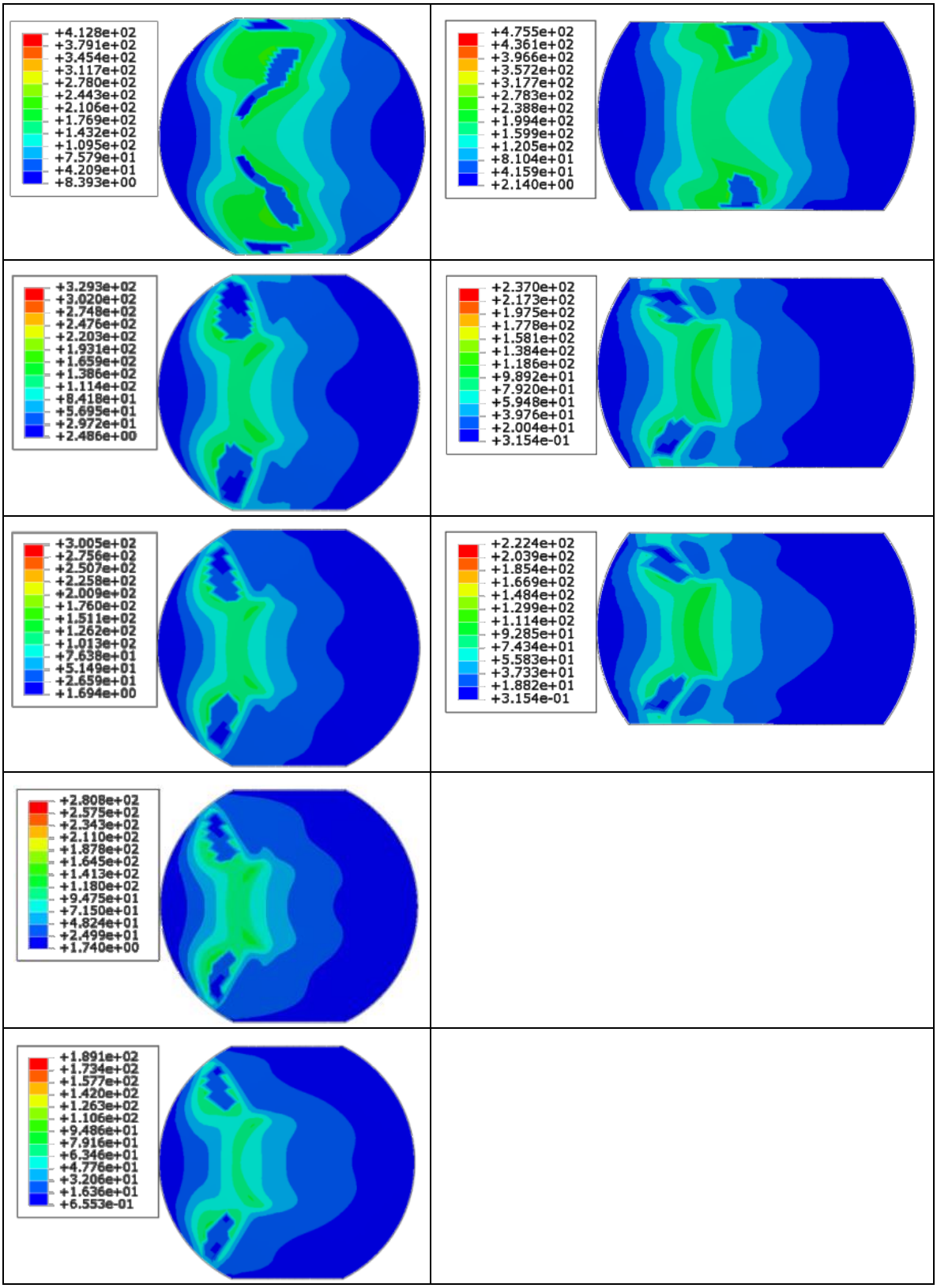


Figure III. 40 : Niveaux de contraintes dans le patch pour différentes charges appliquées.

Figure III.41 montre la variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R2' de la géométrie modifié des bords du patch circulaire.

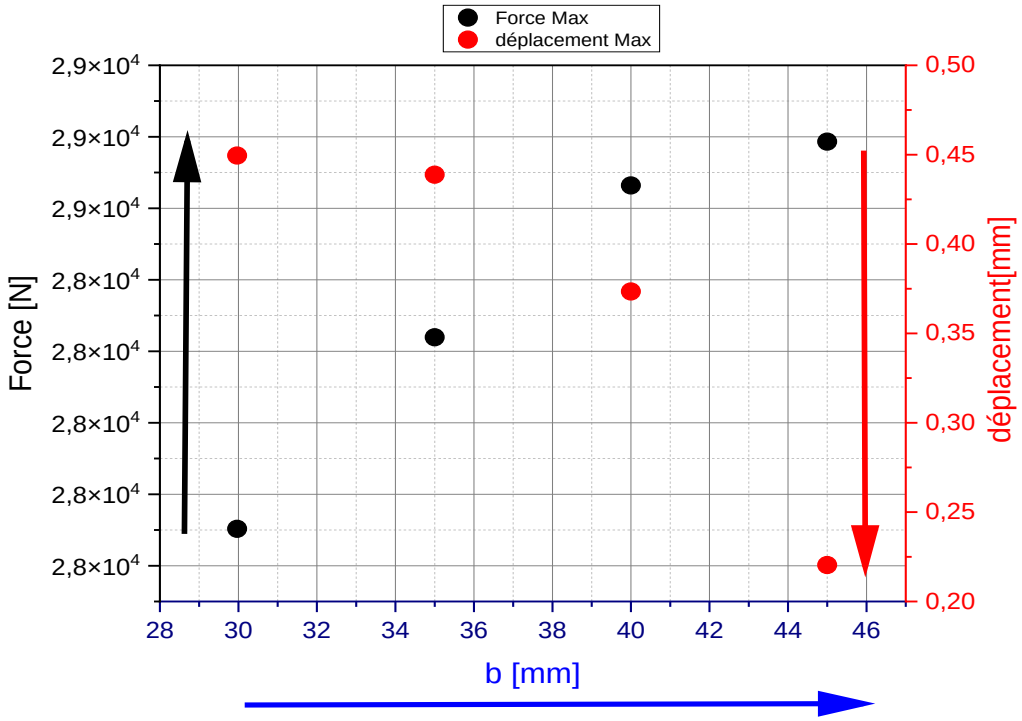


Figure III. 42 : Variation de la force de traction et du déplacement maximal en fonction du paramètre 'R2' de la géométrie modifiée des bords du patch circulaire.

A partir de ces courbes de traction, On constate que l'augmentation de la largeur et de la hauteur du patch assure une bonne rigidité et résistance de la structure endommagée.

III.4 Conclusion

Les travaux réalisés dans le présent chapitre présentent une analyse numérique moyennant le code de calcul ABAQUS d'une structure en alliage d'aluminium 2024-T3 endommagée et réparée par un patch composite de type carbone/époxy en utilisant un adhésif AdekitA-140.

L'endommagement de la structure est analysé à travers la propagation automatique de la fissure dans la plaque et la dégradation de l'adhésif en utilisant une combinaison des deux techniques XFEM (méthodes des éléments finis étendus) et CZM (modèle de zone cohésive). Les résultats de l'analyse ont permis de tirer les conclusions suivantes.

- Lors de l'utilisation de deux techniques, XFEM pour la propagation automatique de la fissure dans la plaque et CZM pour le décollement de l'adhésif, la validation des courbes de traction réalisées expérimentalement sur les structures réparées par patch composite est devenue pratique, tout en assurant un bon choix de la densité et du type d'éléments de maillage.

- Un patch composite de n'importe quelle taille et forme assure le transfert de charge et réduit la concentration de contraintes dans la plaque endommagée.

- Un patch de forme carrée assure une couverture d'une grande surface et offre ainsi une bonne résistance structurelle.

- La réduction des contraintes aux bords du patch est indispensable afin d'éviter son détachement de la structure, notamment pour la réparation par simple patch où la flexion de la structure induit des contraintes supplémentaires dans le patch.

- La géométrie des bords du patch est un paramètre important qui doit être optimisé pour réduire la concentration de contraintes au niveau de ces bords.

- Le patch carré et circulaire ont quasiment la même réponse en termes de résistance à la traction de la plaque endommagée car ils couvrent la même largeur de la plaque.

- La modification de la forme du patch et des paramètres géométriques (hauteur, largeur du patch et angles de ses bords) doit être optimisée afin d'assurer une haute performance de réparation.

III.5 Références

[1] A. Baker et R. Jones Ac, Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure. 2002. doi: 10.1016/B978-008042699-0/50003-6.

[2] A. Baker, « Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure », Composite Structures, vol. 47, no 1, p. 431-443, déc. 1999, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00011-8.

[3] K.-H. Chung et W.-H. Yang, « A study on the fatigue crack growth behavior of thick aluminum panels repaired with a composite patch », Composite Structures, vol. 60, no 1, p. 1-7, avr. 2003, doi: 10.1016/S0263-8223(02)00338-0.

[4] H. Hosseini-Toudeshky, G. Sadeghi, et H. R. Daghyani, « Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminium panels with glass/epoxy composite patches », Composite Structures, vol. 71, no 3, p. 401-406, déc. 2005, doi: 10.1016/j.compstruct.2005.09.032.

[5] D.-C. Seo et J.-J. Lee, « Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch », Composite Structures, vol. 57, no 1, p. 323-330, juill. 2002, doi: 10.1016/S0263-8223(02)00095-8.

[6] A. Bassetti, « Lamelles précontraintes en fibres carbone pour le renforcement de ponts rivetés endommagés par fatique », janv. 2001, doi: 10.5075/epfl-thesis-2440.

[7] H. Louche et A. Chrysochoos, « Thermal and dissipative effects accompanying Lüders band propagation », Materials Science and Engineering: A, vol. 307, no 1, p. 15-22, juin 2001, doi: 10.1016/S0921-5093(00)01975-4.

[8] S. Naboulsi et S. Mall, « Fatigue crack growth analysis of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches », Theoretical and Applied Fracture Mechanics, vol. 28, no 1, p. 13-28, oct. 1997, doi: 10.1016/S0167-8442(97)00027-X.

[9] V. Sabelkin, S. Mall, M. A. Hansen, R. M. Vandawaker, et M. Derriso, « Investigation into cracked aluminum plate repaired with bonded composite patch », Composite Structures, vol. 79, no 1, p. 55-66, juin 2007, doi: 10.1016/j.compstruct.2005.11.028.

[10] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, S. Cohendouz, et M. Ratwani, « Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities », Computational Materials Science, vol. 48, no 1, p. 83-93, mars 2010, doi: 10.1016/j.commatsci.2009.12.005.

[11] L. Rezgani, K. Madani, X. Feaugas, S. Touzain, S. Cohendoz, et J. Valette, « Influence of water ingress onto the crack propagation rate in a AA2024-T3 plate repaired by a carbon/epoxy patch », Aerospace Science and Technology, vol. 55, p. 359-365, août 2016, doi: 10.1016/j.ast.2016.06.010.

[12] L. Rezgani et al., « Hygrothermal ageing effect of ADEKIT A140 adhesive on the J-integral of a plate repaired by composite patch », Journal of Adhesion Science and Technology, vol. 32, no 13, p. 1393-1409, juill. 2018, doi: 10.1080/01694243.2017.1415790.

[13] S. M. Fekih, A. Albedah, F. Benyahia, M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, et A. Miloudi, « Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures », Materials & Design, vol. 41, p. 171-176, oct. 2012, doi: 10.1016/j.matdes.2012.04.025.

[14] R. Brighenti, « Patch repair design optimisation for fracture and fatigue improvements of cracked plates », International Journal of Solids and Structures, vol. 44, no 3, p. 1115-1131, févr. 2007, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2006.06.006.

[15] H. Errouane, Z. Sereir, et A. Chateauneuf, « Numerical model for optimal design of composite patch repair of cracked aluminum plates under tension », International Journal of Adhesion and Adhesives, vol. 49, p. 64-72, mars 2014, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2013.12.004.

[16] M. Ramji, R. Srilakshmi, et M. Bhanu Prakash, « Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM », Composites Part B: Engineering, vol. 45, no 1, p. 710-720, févr. 2013, doi: 10.1016/j.compositesb.2012.07.049.

[17] P. R. Underhill et D. L. DuQuesnay, « The dependence of the fatigue life of adhesive joints on surface preparation », International Journal of Adhesion and Adhesives, vol. 26, no 1, p. 62-66, févr. 2006, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2005.03.006.

[18] M. Goland et E. Reissner, « The Stresses in Cemented Joints », Journal of Applied Mechanics, vol. 11, no 1, p. A17-A27, mars 2021, doi: 10.1115/1.4009336.

[19] J. Wang, A. N. Rider, M. Heller, et R. Kaye, « Theoretical and experimental research into optimal edge taper of bonded repair patches subject to fatigue loadings », International Journal of Adhesion and Adhesives, vol. 25, no 5, p. 410-426, oct. 2005, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2004.11.007.

[20] R. H. Kaye et M. Heller, « Through-thickness shape optimisation of bonded repairs and lap-joints », International Journal of Adhesion and Adhesives, vol. 22, no 1, p. 7-21, janv. 2002, doi: 10.1016/S0143-7496(01)00029-X.

[21] « local_media6174341313387008263 (2).pdf ».

[22] Y. Xiong et D. Raizenne, « Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints », Bolted/Bonded Joints in Polymeric Composites, 1996.

[23] M. Kumar et S. A. Hakeem, « Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet », Composite Structures, vol. 49, p. 285-292, juill. 2000, doi: 10.1016/S0263-8223(00)00005-2.

[24] J. D. Eshelby et R. E. Peierls, « The determination of the elastic field of an ellipsoidal inclusion, and related problems », Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, vol. 241, no 1226, p. 376-396, août 1957, doi: 10.1098/rspa.1957.0133.

[25] L. R. F. Rose, « An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements », International Journal of Solids and Structures, vol. 17, no 8, p. 827-838, janv. 1981, doi: 10.1016/0020-7683(81)90091-3.

[26] G. J. Rodin, « Eshelby's inclusion problem for polygons and polyhedra », Journal of the Mechanics and Physics of Solids, vol. 44, no 12, p. 1977-1995, déc. 1996, doi: 10.1016/S0022-5096(96)00066-X.

[27] C. N. Duong et J. Yu, « An analytical estimate of thermal effects in a composite bonded repair: plane stress analysis », International Journal of Solids and Structures, vol. 39, no 4, p. 1003-1014, févr. 2002, doi: 10.1016/S0020-7683(01)00239-6.

[28] C. N. Duong et J. Yu, « Thermal Stresses in a One-Sided Bonded Repair by a Plate Inclusion Model », Journal of Thermal Stresses, vol. 26, no 5, p. 457-466, mai 2003, doi: 10.1080/713855937.

[29] C. N. Duong et J. Yu, « Thermal stresses in one-sided bond repair: geometrically nonlinear analysis », Theoretical and Applied Fracture Mechanics, vol. 40, no 2, p. 197-209, sept. 2003, doi: 10.1016/S0167-8442(03)00046-6.

[30] A. Benkheira, M. Belhouari, et S. Benbarek, « Comparison of Double- and Single-Bonded Repairs to Symmetrical Composite Structures », J Fail. Anal. and Preven., vol. 18, no 6, p. 1601-1606, déc. 2018, doi: 10.1007/s11668-018-0557-7.

Chapitre IV :

Analyse de l'endommagement des structures réparées par l'utilisation des techniques XFEM+CZM et XFEM+VCCT

IV.1 Introduction

Presque toutes les structures aéronautiques contiennent certaines formes de discontinuités géométriques (une entaille ou changement brusque de la géométrie structurelle) ou des défauts microstructuraux. Au cours de leurs services, les structures utilisées dans l'aéronautique ou l'aérospatiale et les avions sont souvent exposées à des conditions de fonctionnement extrêmes, surcharge, fatigue etc.. [1]. De plus, les sollicitations répétées que subissent ces structures peuvent provoquer à leur affaiblissement conduisant à leur endommagement. La présence d'une discontinuité géométrique telle qu'une entaille dans une structure provoque l'affaiblissement de sa résistance dû à la réduction de la section qui supporte la charge et du fait de l'amplification locale de la contrainte près de la discontinuité.

La contrainte locale maximale se produit au bord de la discontinuité et est très élevé par rapport à la contrainte appliquée. Les recherches passées visaient à comprendre le phénomène d'amorçage et de propagation de fissures pour prédire la durée de vie de structures aéronautiques. Ce type de structure s'endommage rapidement et présente des défaillances commençant par des microfissures locales et des défauts qui limitent leur durée de vie [2].

Kirsh a d'abord étudié en 1898 [3] la distribution de contrainte autour d'un trou, Plus tard, plusieurs chercheurs ont concentré leurs recherches sur des géométries de plus en plus complexes telles que Neuber [4] et Peterson [5]. Torbani [6] a étudié l'endommagement d'une plaque entaillée en forme de O, U, V où il a utilisé le critère de contrainte ponctuelle combiné avec le concept de matériau équivalent, il a conclu que la précision de chaque critère de rupture dépend essentiellement de la caractéristique de l'entaille et donc de la répartition des contraintes autour du bord de l'entaille. D'autres chercheurs tels as berto et al [7] et [8] ont travaillé sur la fatigue uniaxiale et multiaxiale pour différents types d'entailles. L'approche est basée sur densité d'énergie de déformation (SED) d'une structure en acier et alliages d'aluminium à la traction, à la torsion et à la traction et à la torsion combinées. Ils ont démontré qu'une analyse élastique linéaire permet de résumer toutes les phases hautes du cycle de résistance à la fatigue donné, en utilisant une seule valeur SED. Les autres travaux de Torabi avec Mohammad Hosseini [9] concerne une analyse expérimentale et théorique sur des plaques Al 7075-T6 en présence d'une entaille U sous le mode de chargement mixte (I / II). Le concept de matériau équivalent (CEM) est utilisé dans conjonction avec le critère de contrainte tangentielle maximale (UMTS) et de

contrainte moyenne UMS. Ils ont montré que le les charges de rupture expérimentales sont bien prédites à l'aide du calcul UMTS-EMC et des critères UMS-EMC.

La réparation par patch composites collée avec un adhésif des pièces endommagées [10] [11] et l'une des techniques qui prolongent considérablement la durée de vie de ces structures endommagées [12],[13]. Des efforts importants ont été consacrés à la réparation ou le renforcement de la partie endommagée ou fragilisée de structure pour restaurer l'efficacité structurelle et ainsi assurer la sécurité des ouvrages. La réparation/le renforcement le plus courant technique est la fixation mécanique d'une plaque sur la zone endommagée pour redistribuer la charge et réduire la concentration des contraintes dans la zone endommagée.

Au cours de la dernière décennie, l'US Air Force et l'industrie aérospatiale ont montré un intérêt considérable pour l'utilisation de composites collés comme technique de réparation de structures métalliques (ex. aéronautique et laboratoires de recherche maritime (AMRL) et le Royal Australian Armée de l'air (RAAF) [14] [15] [16]).

Les matériaux composites avancés présentent de nombreux avantages ce qui les rend idéales pour le renforcement et les réparations structurelles. Ces avantages incluent la rigidité spécifique élevée, le poids léger, résistance à la corrosion, dépendance directionnelle des propriétés du matériau, capacité à être moulé dans des formes complexes et potentiel à offrent une rigidité variable [17].

Le but de ce chapitre est de présenter une analyse de l'effet du procédé de réparation sur la résistance des plaques en aluminium en présence d'entaille de formes différentes. Nous analyser ont expérimentalement et analytiquement par des essais de traction, le comportement mécanique de plusieurs plaques avec des entailles de différentes formes et dimensions variées. L'analyse par éléments finis de la plaque est effectuée pour obtenir les facteurs de concentration de contraintes et les distributions de contraintes. Les plaques entaillées sont renforcées par collage patchs composites simple et double face.

L'analyse numérique prend en compte l'endommagement de la structure réparée et non réparée en utilisant les techniques XFEM (eXtended Finite Element Methode) pour l'endommagement de la plaque et CZM (Cohesive Zone Model) et VCCT (Virtual Crack Closure Technique) pour l'endommagement de l'adhésive. L'avantage de la technique XFEM est que l'initiation et la propagation de la fissure se fait automatiquement, par contre, pour les techniques de l'élément

cohésif et le critère VCCT nécessitent un bon choix de l'élément de maillage pour localiser les surfaces de séparation. De plus, le maillage n'a pas besoin d'être mis à jour pour suivre cle chemin de la fissure.

C'est pourquoi plusieurs chercheurs utilisent cette technique pour analyser numériquement les dommages dans les structures réparées. La modélisation de la propagation automatique des fissures par la technique XFEM dans les plaques a été introduite par Sukumar et al [18], et qui ont résolu plusieurs problèmes de fissure planaire en mode-I. Ils ont montré que cette méthode se compare aux solutions analytiques.

La technique XFEM est utilisé pour faire apparaitre automatiquement des fissures au endroits les plus sollicités là où la contrainte locale dépasse la limite de rupture du matériau, ce qui est difficilement réalisable en pratique par la méthode des éléments finis (MEF) conventionnelle qui nécessite souvent des procédures de remaillage [[19 – 20 - 21]].

L'objectif de cette étude est d'évaluer par simulation numérique l'effet de la forme de l'entaille sur la résistance d'une plaque de type Aluminium 2024-T3 sous chargement de traction. Quatre formes entailles géométriques ont été sélectionnées avec des dimensions différentes afin de voir leur effet sur la charge de rupture de la plaque et sur la propagation de décollement dans l'adhésif. Nous avons également pris en considération l'augmentation de la résistance en renforçant la plaque autour de l'entaille par patch composite.

Le présent travail utilise des résultats des essais de traction sous forme de courbes force-déplacement sur des plaques avec différentes formes d'entailles réparées et non réparées comme base pour les comparer avec des résultats numériques afin de valider les modèles géométriques. Ces travaux de recherche ont été menés expérimentalement par Madani et al. [22] qui ont analysé cinq formes différentes d'entailles dans des plaques d'aluminium réparées par des patchs composites.

IV.2 Modèle géométrique

Les différentes configurations des échantillons utilisées pour les tests de traction et par la suite pour la modélisation numérique sont présentées dans la Figure IV. 1 et Figure IV. 2.

Les dimensions des éprouvettes avec les cinq différentes formes d'entaille sont indiquées dans le Tableau IV. 1. Toutes les plaques d'essai ont été fabriquées à partir des feuilles d'aluminium 2024-T3 de 2 mm d'épaisseur.



Figure IV. 1 : Présentation des Différentes formes d'entaille [22].

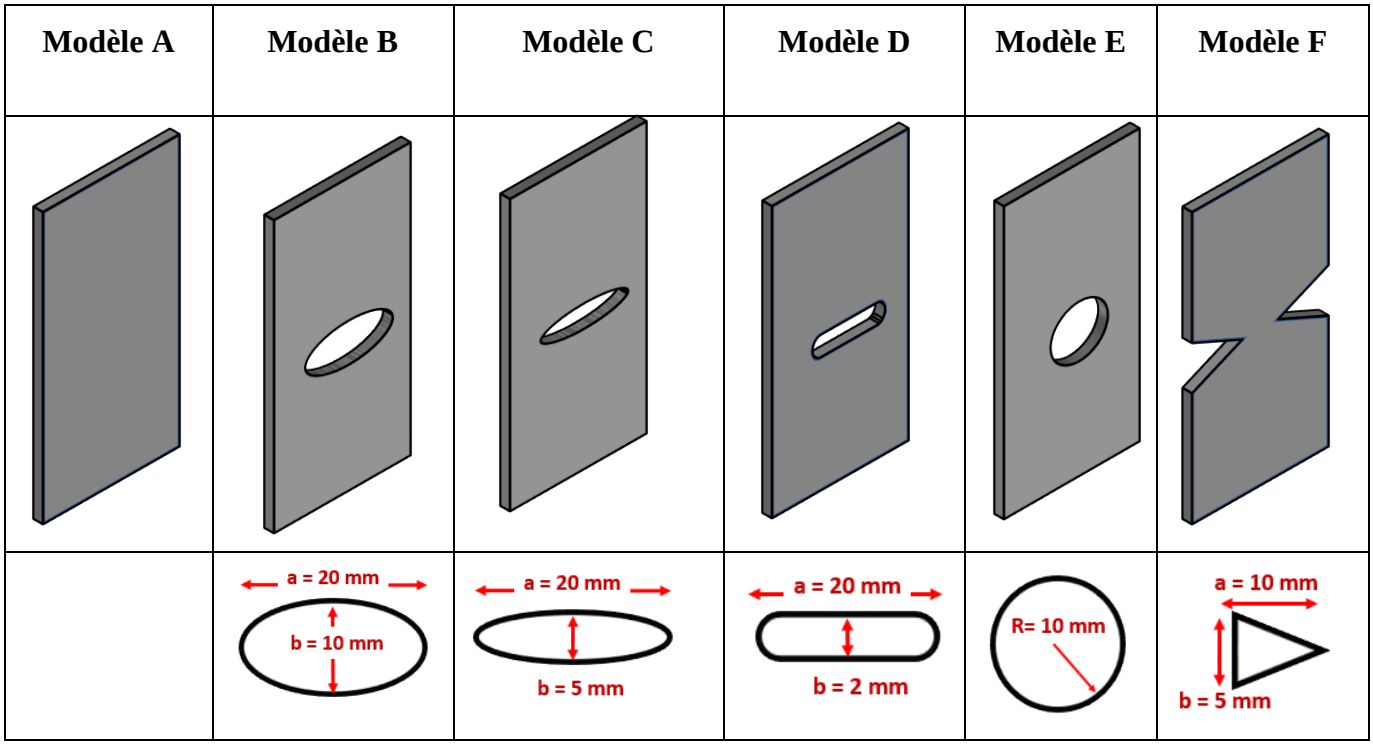


Figure IV. 2 : Présentation des dimensions des Modèles géométriques.

Tableau IV. 1 : Dimensions des différents substrats.

Modèle A	Modèle B	Modèle C	Modèle D	Modèle E	Modèle F
H=140 W=50	H=140 W=50 a = 20 a = ¼ b	H=140 W=50 a = 20 a = ½ b	H=140 W=50 a = 20 b =2	H=140 W=50 D = 20 a =b	H=140 W=50 a = 10 b = ½ a

IV.3 Propriétés mécaniques

Pour les propriétés mécaniques des différents substrats (la plaque, le patch et l'adhésif), on a considéré les mêmes que celles considérées dans le chapitres II.

Juste on doit signaler que le composite carbone/époxyde est utilisé comme nature pour le patch de réparation. Le matériau composite est fabriqué par Hexcel [6] et a été caractérisé par Airbus. Le patch de réparation simple a 14 plis avec six plis de 0, trois plis de 45, trois plis de 45 et deux plis de 90. La séquence d'empilement du patch est [0 , +45 , 45 , 0 , 90 , 0 , +45 , +45 , 0 , 90 , 0 , 45 , +45 , 0]. Le double patch a 14 plis de chaque côté et la séquence d'empilement est toujours la même que celle du simple patch.

IV.4 Maillage et convergence des résultats

L'analyse numérique a été effectué par le code de calcul Abaqus [17], en utilisant la méthode des éléments finis, les différentes structures ont été maillées par des éléments de type hexagonale lineaire C3D8R avec un nombre vriable selon la configuration du patch.

Un maillage raffiné est effectué au niveau de la fissure et au niveau de la zone de recouvrement (du patch et de l'adhésive).

L'adhésive a été considère comme étant un troisième matériau afin qu'on puisse introduire ses prospérités mécaniques réelles, le contact est considéré comme étant parfait entre les différentes couches (Figure IV. 3).

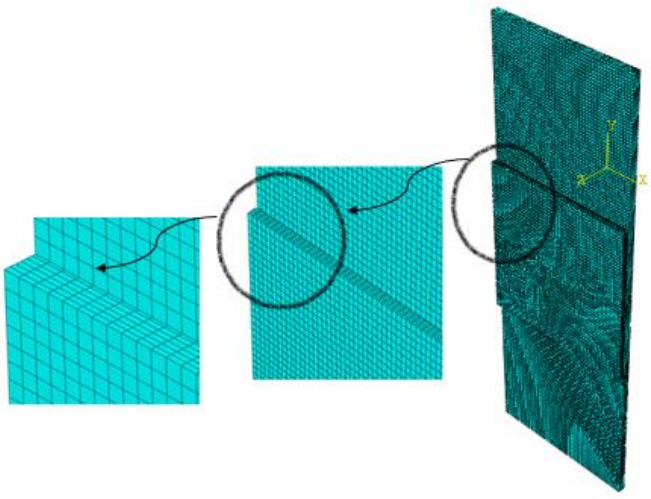


Figure IV. 3: Détails du maillage de la plaque réparée.

Afin de voir l'influence du nombre d'éléments sur la distribution des contraintes, on a essayé de voir 6 types d'éléments de maillage ; 3 linéaires et 3 quadratiques (Figure IV. 4) et on a essayé d'augmenter pour chaque type le nombre des éléments de maillage afin de raffiner la structure de plus en plus.

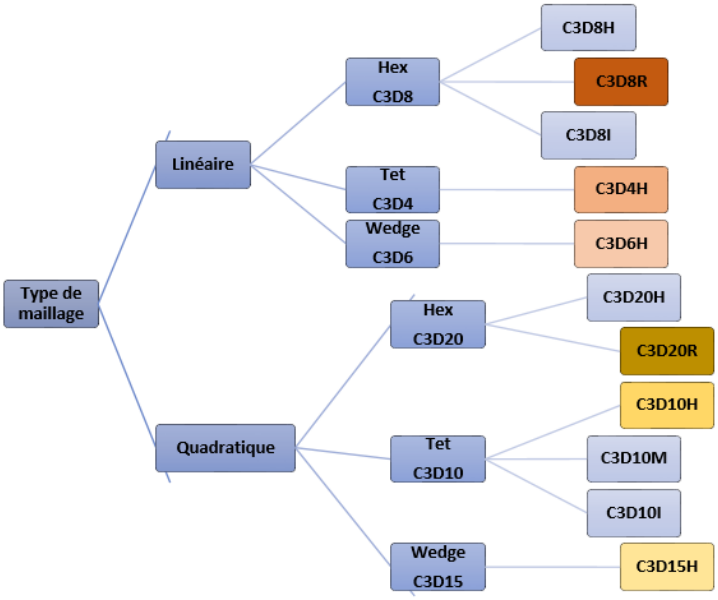


Figure IV. 4: Présentation des différents types de maillage ainsi lestypes d'elements de maillages choisis.

La Figure IV. 5 présente un exemple de maillage pour une plaque avec entaille circulaire en variant le type d'éléments de maillage.

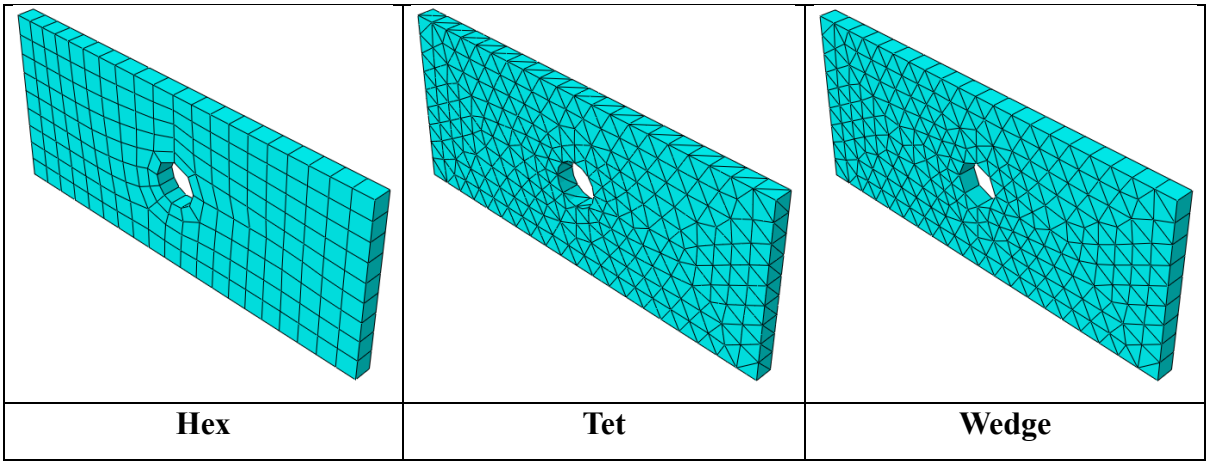


Figure IV. 5 : Présentation des différents types de maillage choisis.

Les résultats de l'analyse numérique effectués sur les différents modèles géométriques pour le calcul de la contrainte maximale de Von Mises sont effectués en modifiant le type et densité des éléments de maillage pour toutes les configurations proposées pour les plaques. Comme exemple, on présente le cas d'une plaque avec entaille circulaire dans la Figure IV. 6.

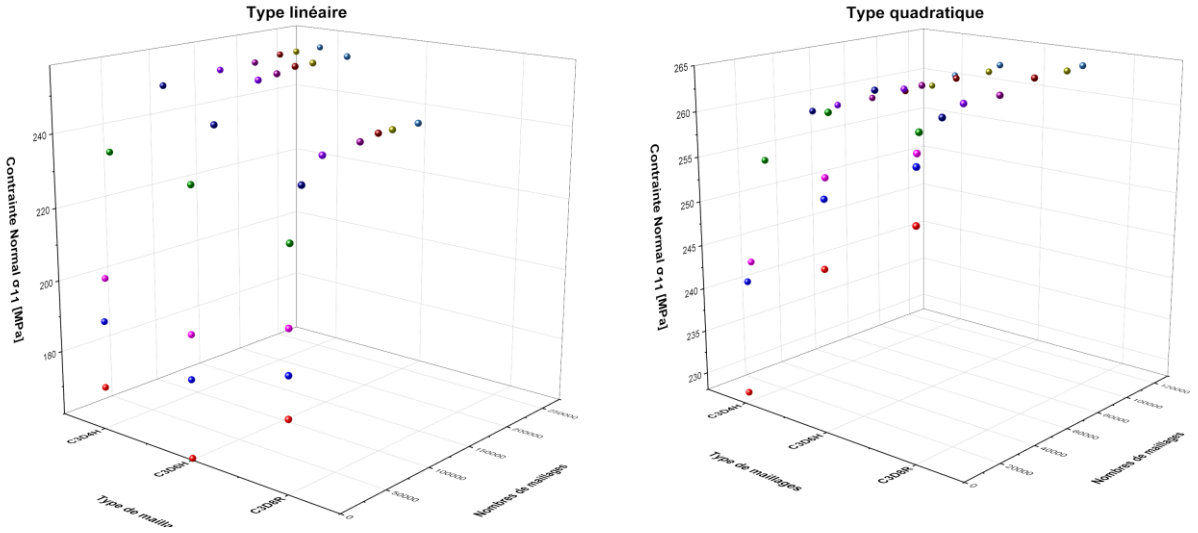
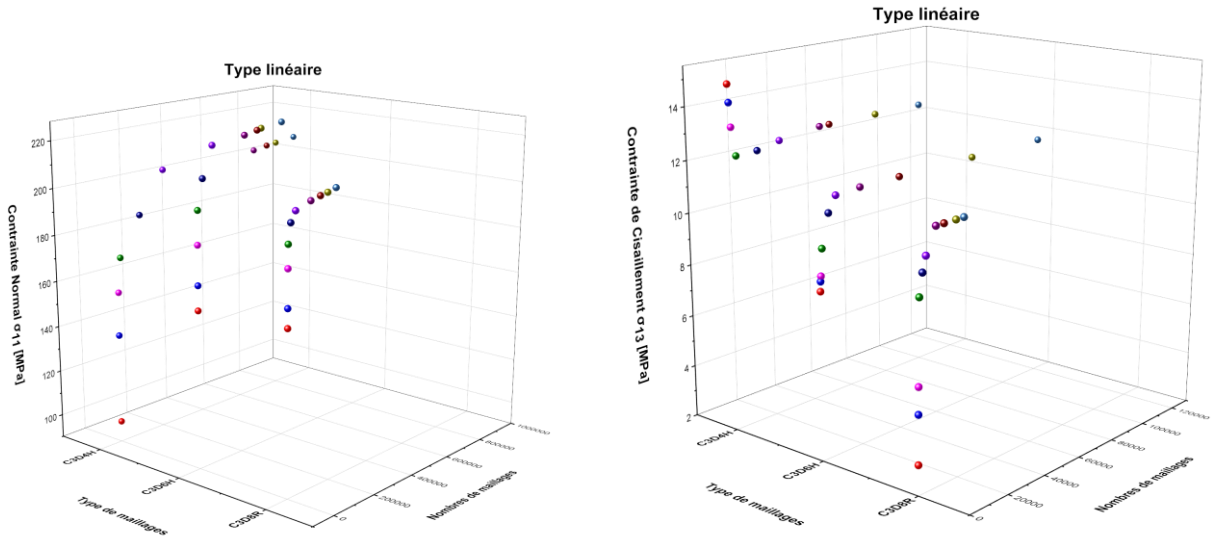


Figure IV. 6 : Variation des contraintes Normales $\boldsymbol{\sigma_{11}}$ **dans la plaque** pour différents types et nombres de maillages linéaire et quadratique.

On remarque clairement que la valeur de la contrainte de Von mises maximale dans la plaque sans réparation est liée considérablement à la densité et type d'éléments de maillage. Une fois la structure présente un maillage bien raffiné, une stabilité de la valeur de la contrainte est notée et ceci pour tous les types d'éléments de maillage.

Pour la plaque réparée, on a essayé de revoir l'influence de la densité et types d'éléments de maillage sur les différents substrats en déterminant la contrainte normale dans la plaque, contrainte de cisaillement dans le joint d'adhésif et contrainte de pelage dans le patch composite (Figure IV. 7).



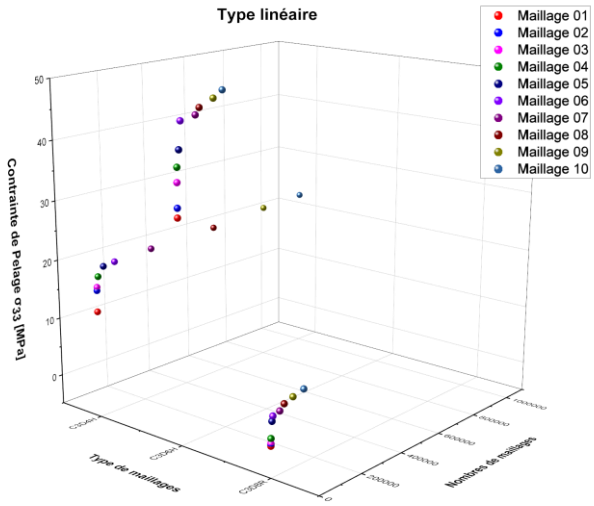


Figure IV. 7 : Variation des contraintes Normales **σ_{11} dans la plaque** , **contrainte de cisaillement τ_{13} dans la colle et contrainte de pelage τ_{33} dans le patch** pour différentes types et nombres de maillage linéaire.

On remarque clairement que les différentes contraintes sont affectées par l'importance du choix du type et densité d'éléments de maillage, et que la stabilité de la valeur de ces contraintes est notée pour une structure raffinée en éléments de maillage.

Afin d'arriver à voir des résultats fiables pour l'analyse par élément finis et comme pour le chapitre II, et puisque le type C3D8R est le plus utilisé dans la modalisation des structures, on l'a adopté pour le reste des modèles géométriques présentés dans la Figure IV. 1.

La même procédure est effectuée pour toutes les différentes configurations des plaques (Figure IV. 8).

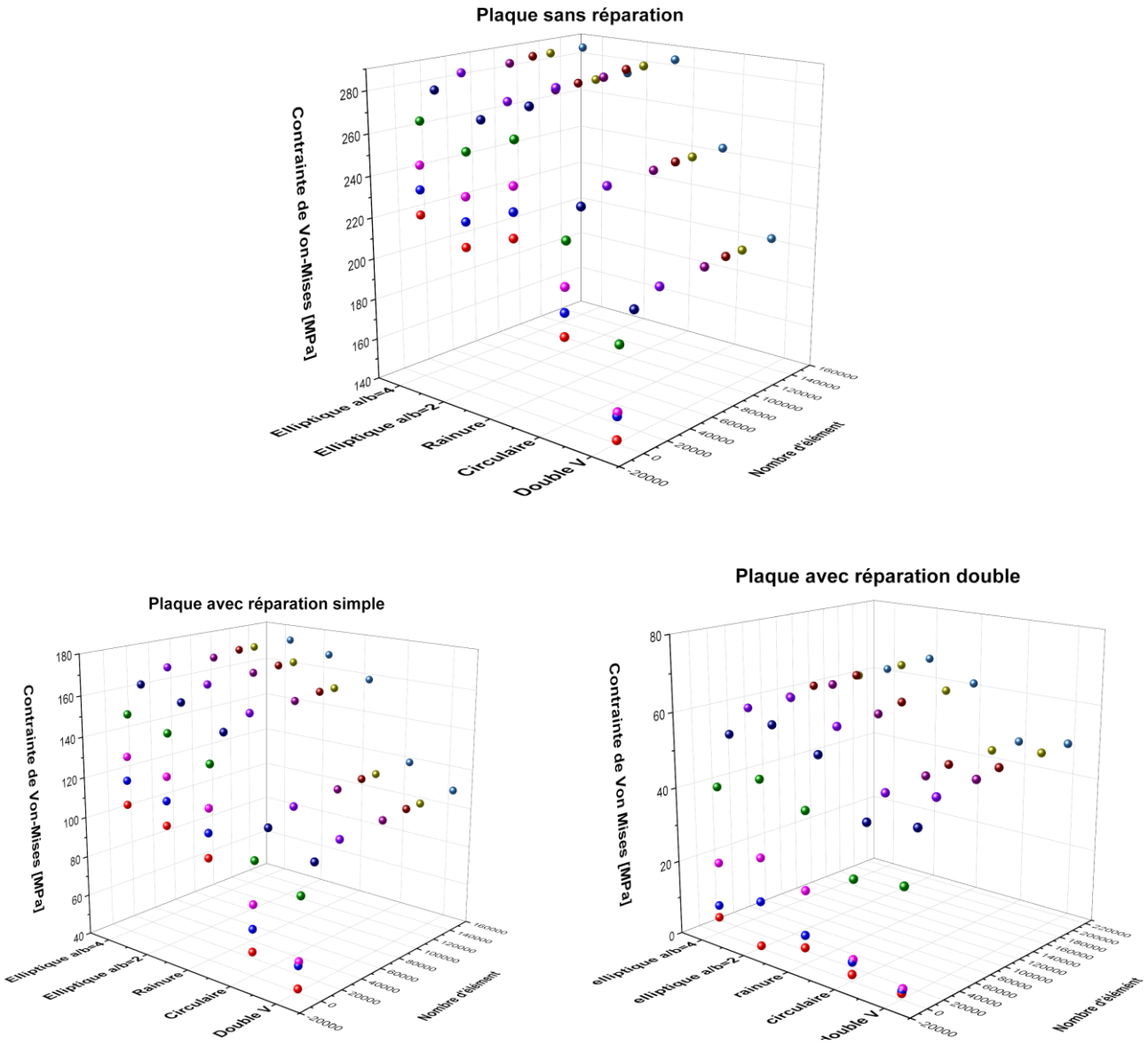


Figure IV. 8 : Variation des contraintes de Von Mises pour les différentes formes d'entailles avec des différents types et nombres de maillage linéaire.

On a essayé de varier le nombre d'éléments et voir leur effet par rapport à la stabilisation de la valeur de la contrainte normale dans plaque (Figure IV. 8).

On remarque clairement que la stabilisation de la valeur de la contrainte normal a une relation avec la densité d'éléments, plus le nombre d'éléments est important, l'entaille d'une forme régulière et par conséquent on évite d'avoir des formes compliquées.

IV.5 Etude de concentration de contrainte

On a essayé avant d'établir les courbes de traction de voir l'effet de la forme géométrique de l'entaille sur la valeur du facteur de concentration de contrainte à cet effet, on a mis en évidence l'effet de la valeur de la charge appliquée et la séquence d'empilement pour le cas de la structure réparée.

IV.5.1 Effet de la charge appliquée

IV.5.1.1 Plaque non réparée

La Figure IV. 9 représente la variation de la contrainte de Von Mises suivant la mi- largeur de la plaque. L'analyse de la variation de contrainte de Von mises suivant la mi largeur de la plaque montre clairement que la forme de l'entaille a une conséquence sur la valeur de la contrainte de Von mises, l'entaille qui un rapport minimal entre les deux axes présente les plus grandes valeurs de la contrainte de Von mises. L'entaille en forme circulaire et entaille latérale de forme V présente les plus faibles valeurs.

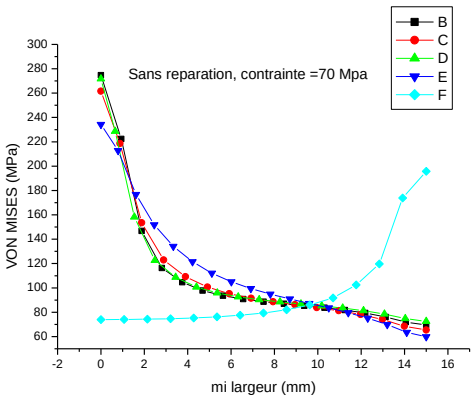


Figure IV. 9 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque sans réparation pour des déférentes charges appliquées.

IV.5.1.2 Plaque réparée par simple patch

En présence du patch (Figure IV. 10), les contraintes au niveau de l'entaille sont nettement réduites. La structure avec une entaille aigue présente toujours des valeurs élevées de la contrainte de Von mises.

Si la contrainte appliquée est faible, le patch réduit la contrainte de Von mises de presque 50%, par contre si la contrainte appliquée est élevée la réduction est de 75 %.

Loin de l'entaille les contraintes sont réduites de presque la moitié que celle appliquée. La zone de forte concentration de contrainte est réduite en présence du patch composite.

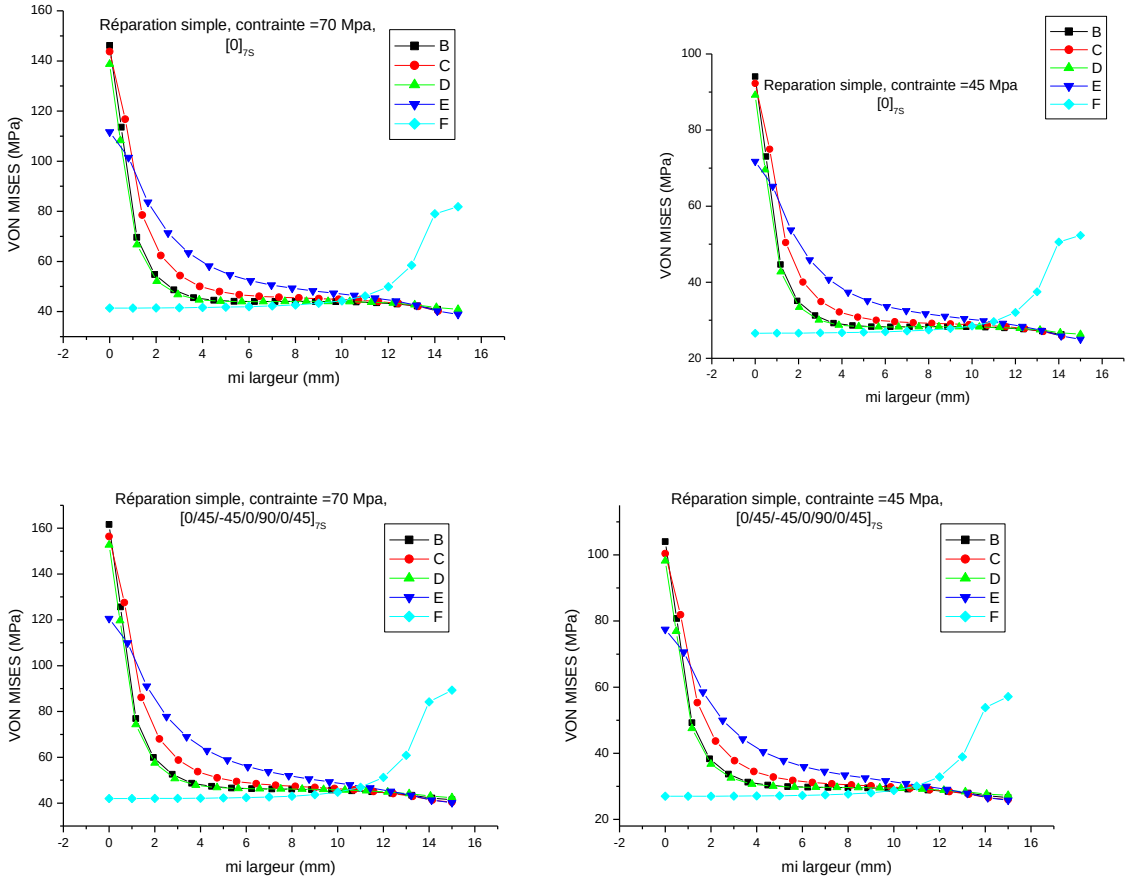


Figure IV. 10 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque avec réparation simple pour des différentes séquences d'empilements et charges appliquées.

On changeant la séquence d'empilement, on remarque clairement que la séquence $[0/45/-45/0/90/0/45]_s$ présente des propriétés mécaniques plus faibles que celles de la séquence d'empilement$[0]_{14}$. Cette dernière séquence d'empilement du patch a montré son efficacité dans la réduction de la contrainte de Von Mises.

Une légère différence est noté par rapport au cas de la réparation par patch $[0]_{14}$ d'au moins de 10 MPa pour l'entaille qui présente une forte concentration de contrainte.

De plus, on remarque clairement que l'entaille V présente les plus faibles valeurs de la contrainte de Von mises, si on change la séquence d'empilement pour le patch, où les contraintes sont réduites de la même maniéré que le patch $[0]_{14}$ avec une légère augmentation.

Loin de l'entaille, la valeur de la contrainte de Von mises prend presque la valeur de la contrainte appliquée. Si on augmente la contrainte appliquée. La valeur de la contrainte de von mises augmente brusquement pour dépasser la limite élastique du matériau

IV.5.1.3 Plaque réparée par double patch

En présence du patch double (Figure IV. 11). La valeur de la contrainte de Von mises est réduite considérablement pour être plus faible que celle appliquée.

- Cependant loin de l'entaille on assiste à une augmentation légère de la contrainte en allant vers le bord.
- Le patch double assure une bonne réduction de la contrainte de Von Mises.
- La réduction des contraintes est presque 80 fois que celle appliquée.

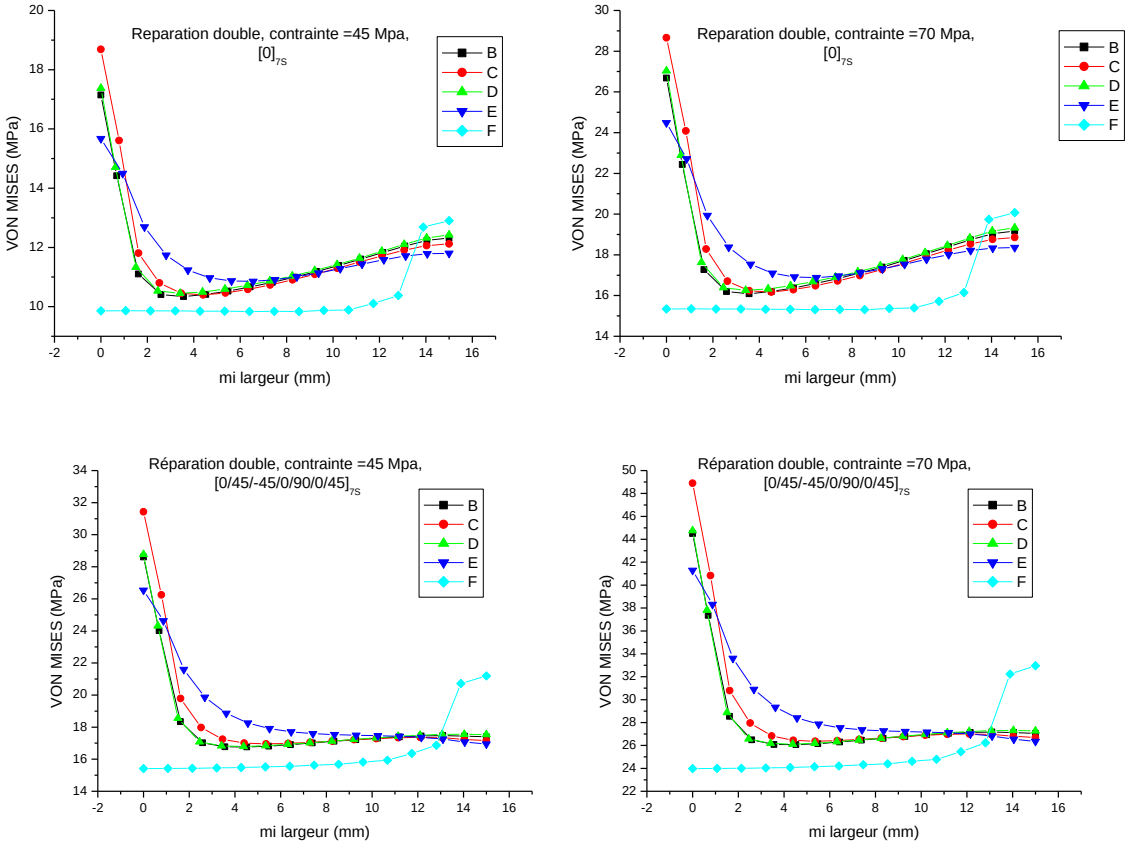


Figure IV. 11 : Variation des contraintes de Von Mises pour une plaque avec réparation double pour des déférentes séquences d'empilements et charges appliquées.

En présence du patch double, l'augmentation de la contrainte appliquée n'aura pas un grand effet sur la valeur de la concentration de contrainte de Von Mises.

IV.6 Facteur de concentration de contrainte

Le calcul du facteur de concentration de contrainte est selon : $\mathbf{Kc}= \frac{\sigma\ max}{\sigma\ appliquée}$;

Le calcul du facteur de concentration de contrainte pour les différentes formes géométrique de l'entaille est présenté dans la Figure IV. 12.

Le facteur de concentration de contrainte augmente légèrement, si la contrainte appliquée augmente.

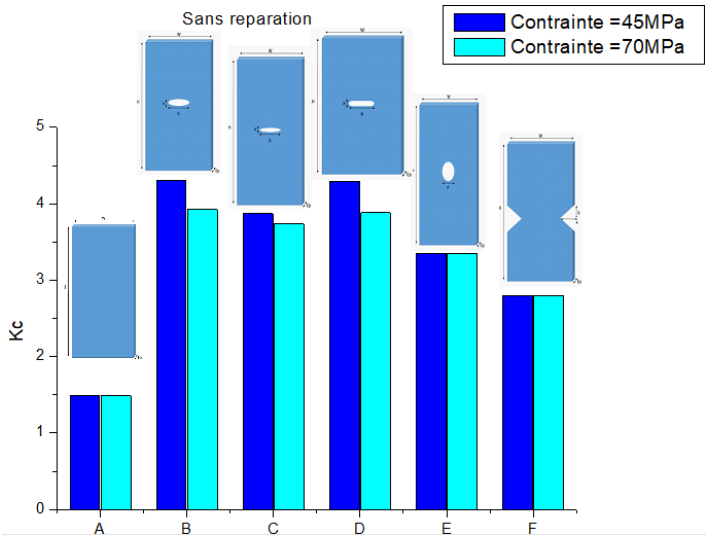


Figure IV. 12 : Variation du facteur de concentration de contrainte pour les différentes entailles

On remarque clairement que la valeur du facteur de concentration de contrainte varie selon la forme d'entaille et la valeur de la charge appliquée. Pour les entailles elliptiques la valeur du facteur de concentration de contrainte est la plus élevée.

Si on augmente la charge (Figure IV. 13 ,Figure IV. 14), et en présence de l'entaille, le matériau présente une zone plastique réduite ce qui minimise la valeur du facteur de concentration de contrainte.

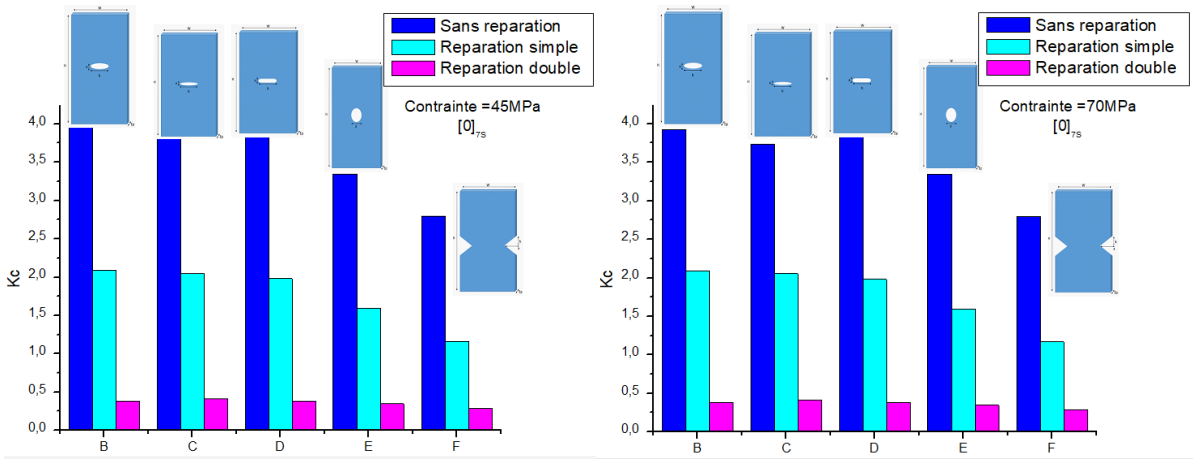


Figure IV. 13 : Variation du facteur de concentration de contrainte des différentes entailles et différentes charges appliquées.

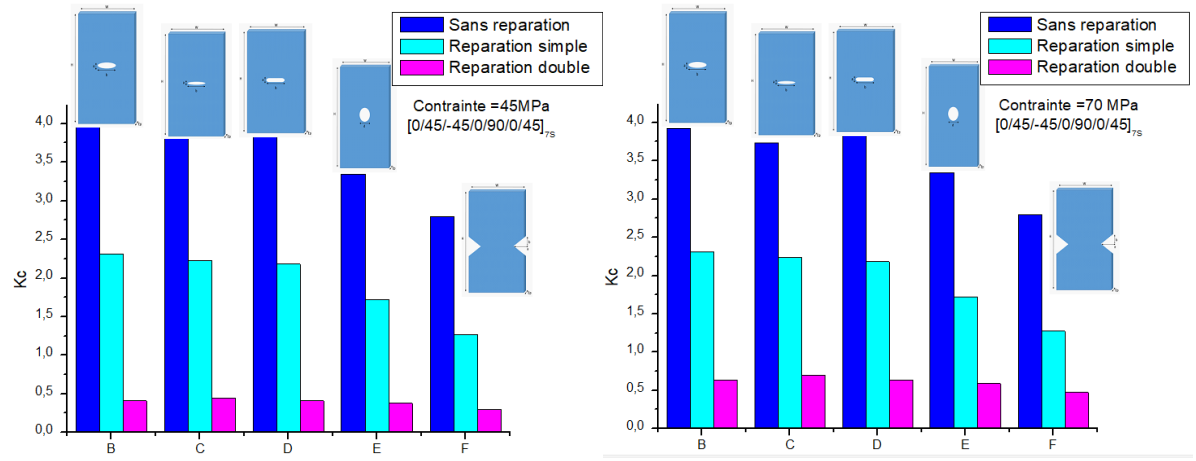


Figure IV. 14 : Variation du facteur de concentration de contrainte des différentes entailles et différentes charges appliquées**.**

En présence du patch de réparation, la valeur de facteur de concentration de contrainte est réduite de plus de la moitié que pour le cas de réparation par patch simple, et au minimum possible en présence du patch double.

Le facteur de concentration de contrainte est le plus faible pour le cas de l'entaille circulaire et entaille latérale V.

Si on change la séquence d'empilement, la valeur de facteur de concentration de contrainte reste presque la même pour les déférentes formes d'entaille et la charge appliquée.

IV.7 Analyse de la résistance en traction

On a essayé dans la suite de notre étude de voir comment est le comportement de la structure en présence d'une entaille de formes différentes sous chargement de traction, pour cela quatre formes d'entailles ont été mises en considération comme le montre la Figure IV. 1.

IV.7.1 Utilisation des techniques XFEM+CZM

Dans la deuxième partie de notre étude, on a essayé de voir la réponse en traction des différentes structures en tenant compte des différentes formes d'entailles et en appliquant une combinaison des techniques XFEM pour l'endommagement de la plaque, CZM pour le décollement de l'adhésif.

IV.7.1.1 Entaille Elliptique

Pour l'entaille de forme elliptique, on a pris en considération deux valeurs du rapport entre les deux axes à savoir a/b=2 et a/b=4 comme le montre la Figure IV. 15.

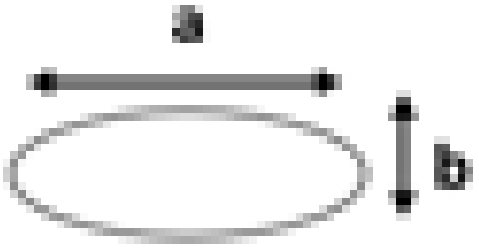


Figure IV. 15: Présentation des axes a et b de l'entaille elliptique.

IV.7.1.1.1 Analyse de la plaque Sans réparation

L'analyse des deux courbes de traction pour les deux rapports des axes de l'entaille elliptique (expérimentale et numérique) de la plaque d'aluminium sans réparation est présentée dans la Figure IV. 16.

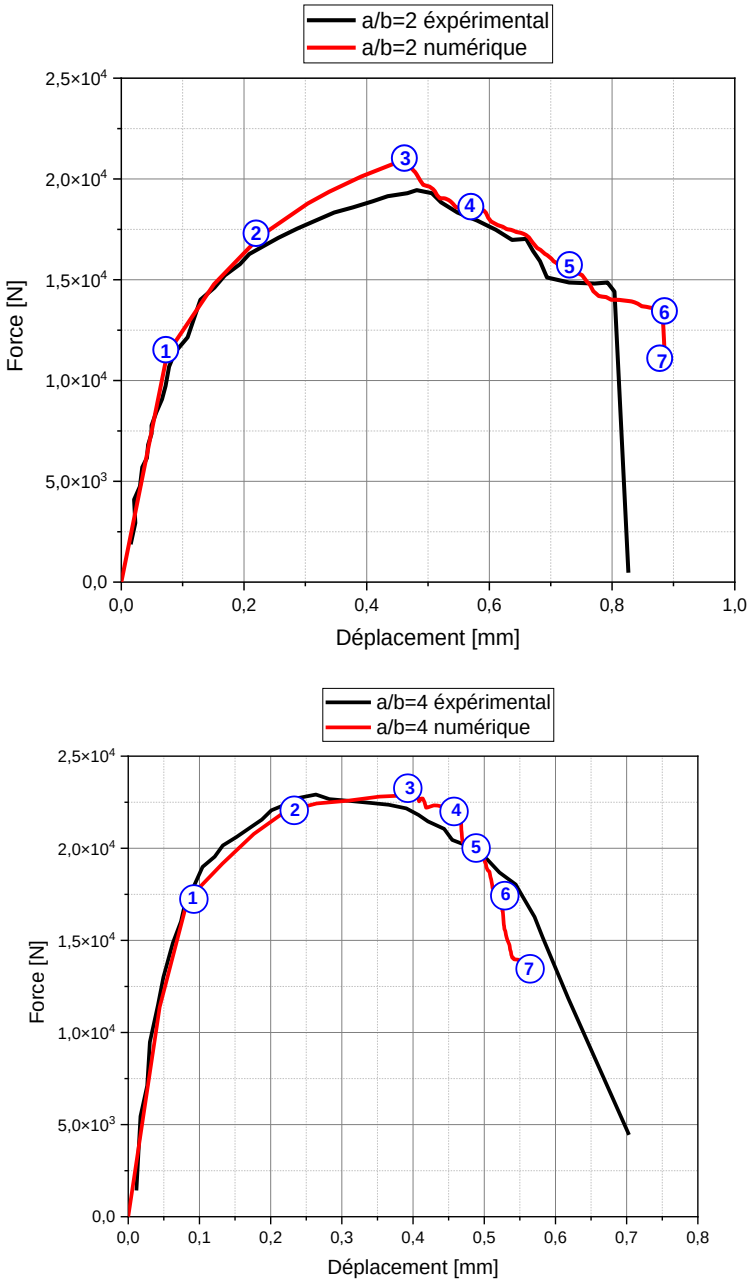
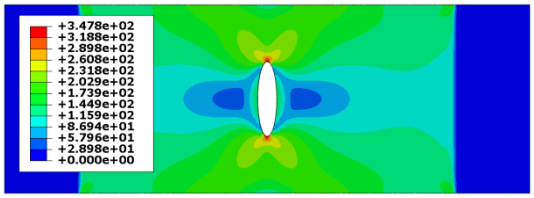
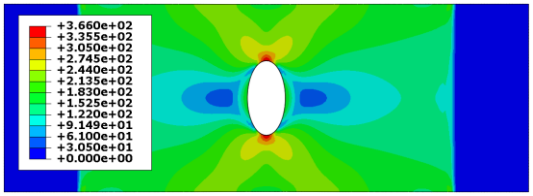
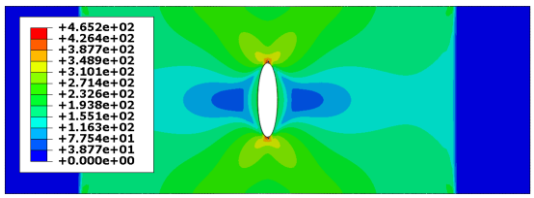
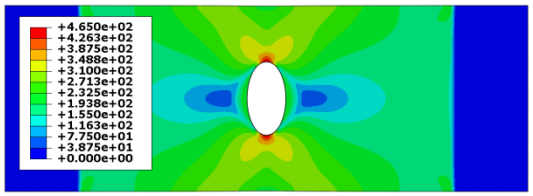
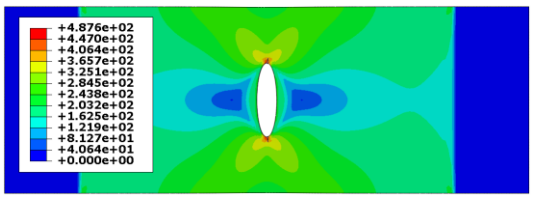
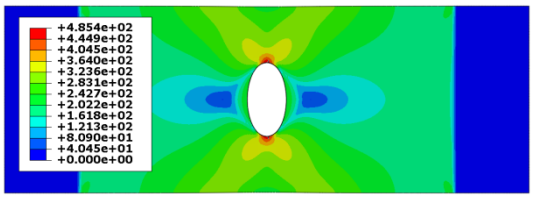
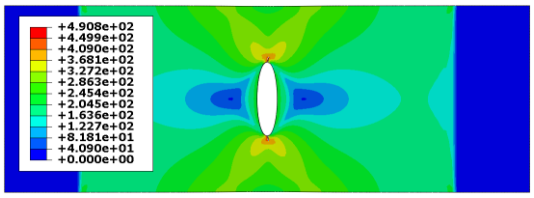
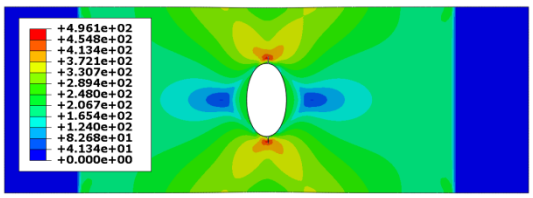
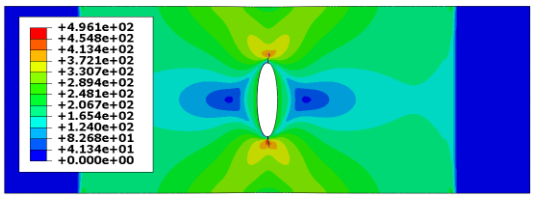
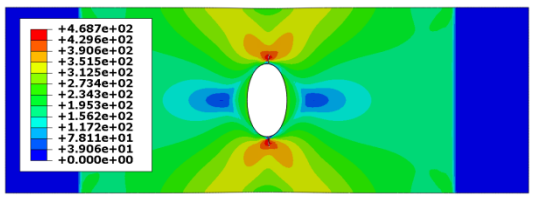
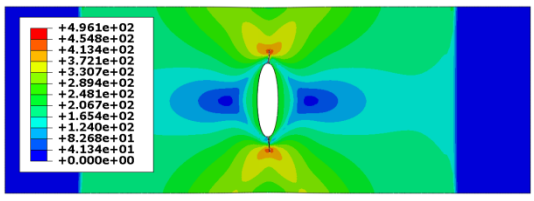
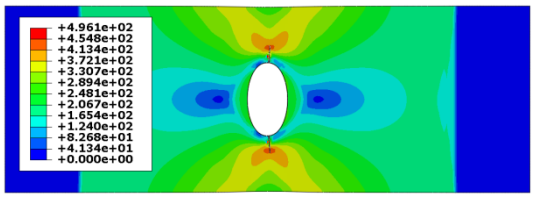


Figure IV. 16 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique avec les deux rapports des axes a/b=2 et a/b=4.

On remarque clairement une chute considérable des caractéristiques de résistance et de ductilité de la plaque d'aluminium en présence d'une entaille elliptique. La plaque avec l'entaille de rapport a/b=4 présente une légère augmentation de la valeur de la force maximale. Les deux courbes présentent un très faible domaine de plasticité.

L'analyse du niveau de contrainte des deux plaques d'aluminium pour les différentes valeurs de la force appliquée est présentée dans la Figure IV. 17.

1	+3.478e+02 +3.188e+02 +2.898e+02 +2.608e+02 +2.318e+02 +2.029e+02 +1.739e+02 +1.449e+02 +1.159e+02 +8.694e+01 +5.796e+01 +2.898e+01 +0.000e+00	+3.660e+02 +3.355e+02 +3.050e+02 +2.745e+02 +2.440e+02 +2.135e+02 +1.830e+02 +1.525e+02 +1.220e+02 +9.149e+01 +6.100e+01 +3.050e+01 +0.000e+00
2	+4.652e+02 +4.264e+02 +3.877e+02 +3.489e+02 +3.101e+02 +2.714e+02 +2.326e+02 +1.938e+02 +1.551e+02 +1.163e+02 +7.754e+01 +3.877e+01 +0.000e+00	+4.650e+02 +4.263e+02 +3.875e+02 +3.488e+02 +3.100e+02 +2.713e+02 +2.325e+02 +1.938e+02 +1.550e+02 +1.163e+02 +7.750e+01 +3.875e+01 +0.000e+00
3	+4.876e+02 +4.470e+02 +4.064e+02 +3.657e+02 +3.251e+02 +2.845e+02 +2.438e+02 +2.032e+02 +1.625e+02 +1.219e+02 +8.127e+01 +4.064e+01 +0.000e+00	+4.854e+02 +4.449e+02 +4.045e+02 +3.640e+02 +3.236e+02 +2.831e+02 +2.427e+02 +2.022e+02 +1.618e+02 +1.213e+02 +8.090e+01 +4.045e+01 +0.000e+00
4	+4.908e+02 +4.499e+02 +4.090e+02 +3.681e+02 +3.272e+02 +2.863e+02 +2.454e+02 +2.045e+02 +1.636e+02 +1.227e+02 +8.181e+01 +4.090e+01 +0.000e+00	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.480e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00
5	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00	+4.687e+02 +4.296e+02 +3.906e+02 +3.515e+02 +3.125e+02 +2.734e+02 +2.343e+02 +1.953e+02 +1.562e+02 +1.172e+02 +7.811e+01 +3.906e+01 +0.000e+00
6	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00

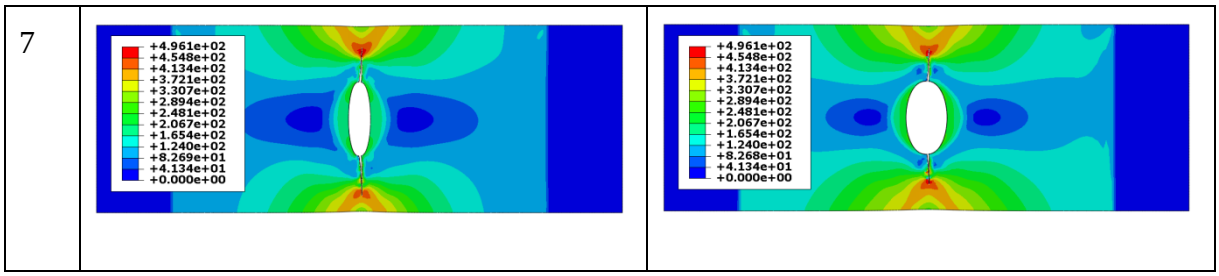


Figure IV. 17 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charge appliquée (entaille de forme elliptique**).**

On remarque clairement que le comportement de la plaque est semblable vis-à-vis la charge appliquée pour les deux rapports des axes de l'entaille elliptique. Une légère forte concentration de contrainte est notée pour l'entaille aigue avec un rapport de a/b=4 par rapport à l'entaille a/b=2. La propagation de la fissure est rapide une fois amorcée pour les deux cas.

IV.7.1.1.2 Plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée avec patch

La réparation de la plaque endommagée par un patch de forme carré (Figure IV. 18) améliore nettement sa tenue mécanique et augmente sa résistance vis-à-vis la charge appliquée. Une augmentation de presque 12 MPa est notée par rapport à la plaque sans réparation. Cependant l'allongement de la plaque diminue de presque la moitié. La validation du modèle numérique avec le résultat expérimental est en bonne concordance. L'analyse du niveau de contrainte dans la plaque ainsi le décollement dans l'adhésive est présenté dans la Figure IV. 19.

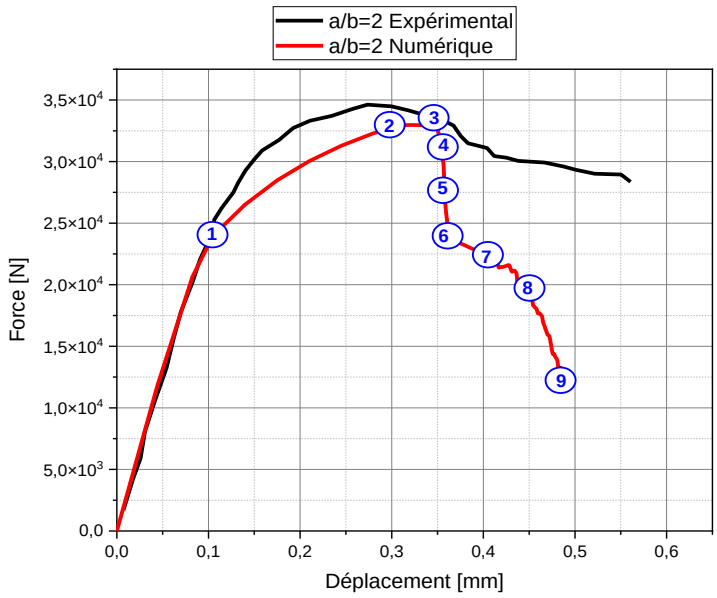
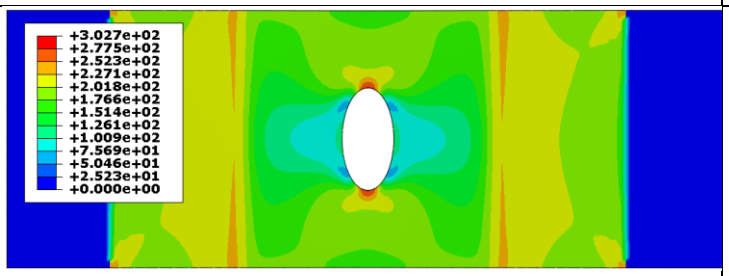
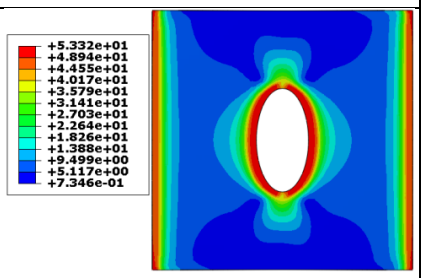
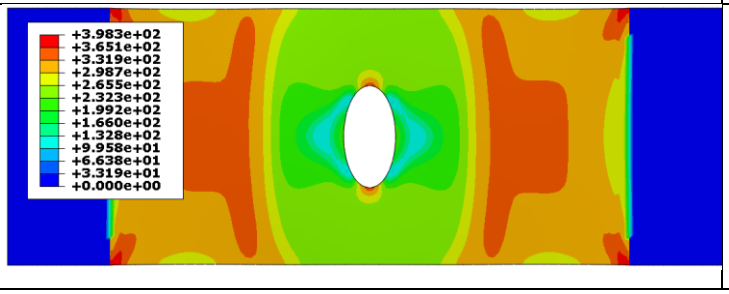
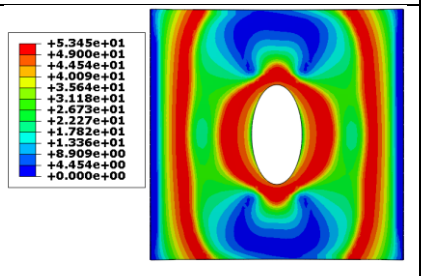
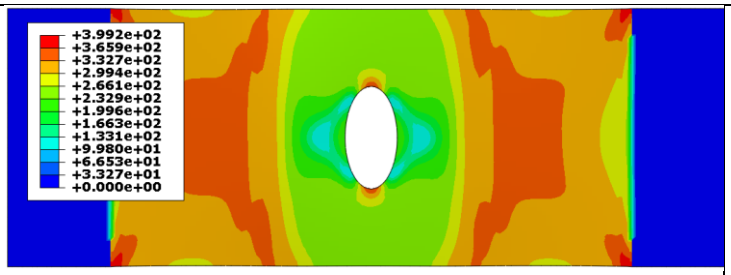
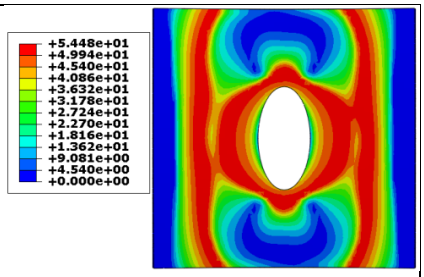
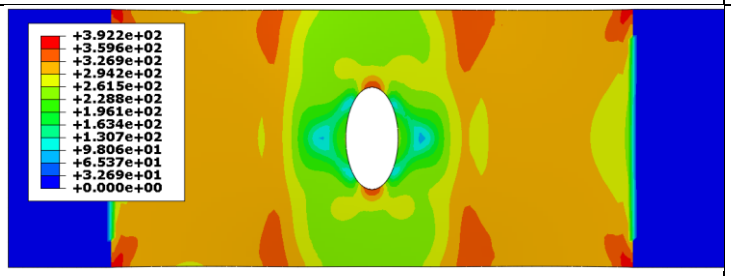
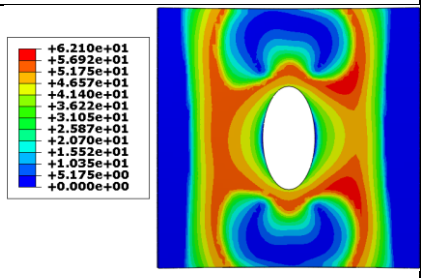
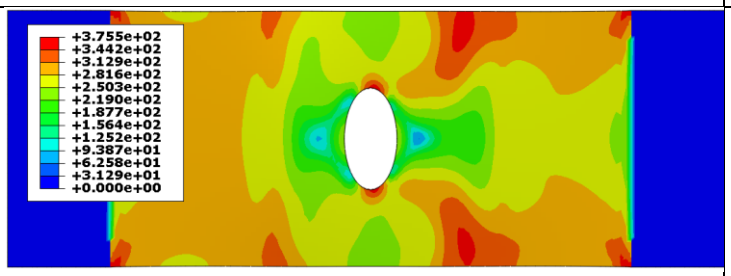
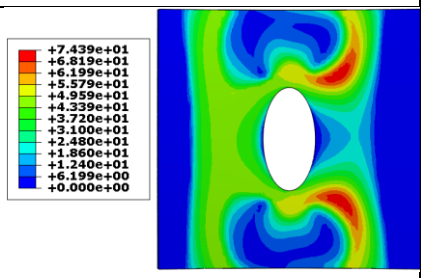
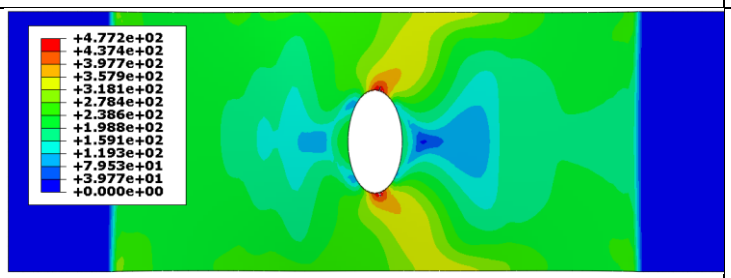
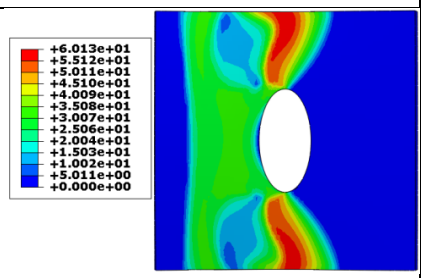
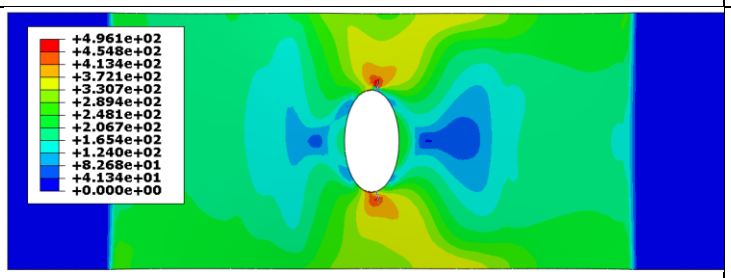
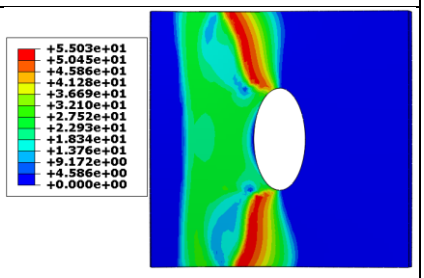
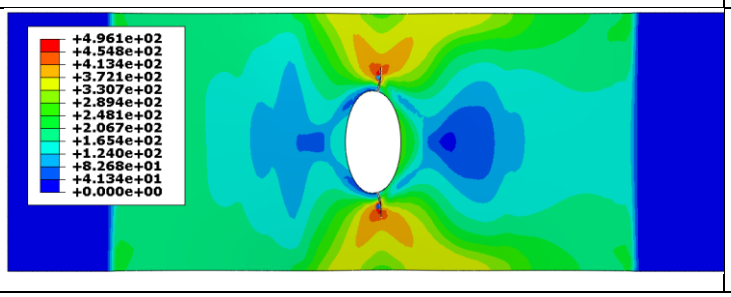
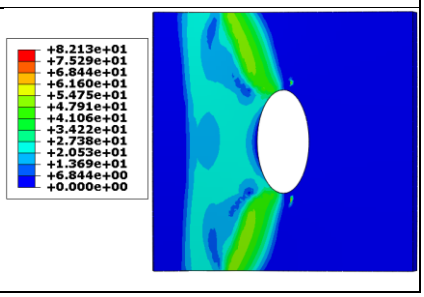


Figure IV. 18 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée par patch composite.

On remarque clairement que même en présence de patch de réparation, l'entaille elliptique provoque une forte concentration de contrainte et pour de faible charge appliquée, les contraintes au niveau de l'entaille dépassent nettement la limite élastique des matériaux. Les contraintes de Von mises dans l'adhésive sont très élevées et se sont concentrées au niveau des deux bords libres et l'entaille. Une fois atteindre une force appliquée maximale (point2), la plaque présente une faible résistance et la zone de forte concentration de contrainte apparait au niveau de la zone adjacente à la zone réparée. Le patch améliore réduit nettement la valeur de la contrainte au niveau de l'entaille. Par contre au niveau de l'adhésive apparait le premier décollement au niveau des deux bords libres, et la zone de forte concentration de contrainte est décalée vers le milieu de l'adhésive. Au niveau des points3---5, la plaque continue à résister à la force appliquée. Par contre, le transfert de charge à travers l'adhésive crée une forte concentration de contrainte entre celles qui se trouve au niveau de l'entaille et celle qui étaient au niveau de deux bords avec une propagation maximale du décollement qui s'étend sur plus de surface de l'adhésive. Une fois le décollement atteint une taille critique le transfert de charge vers le patch est minimal et donc une forte concentration de contrainte réapparait dans la plaque dépassant ainsi sa limite à la rupture donnant ainsi naissance à une fissure au niveau de l'entaille qui se propage rapidement vers le bord libre de la plaque (points 6-9).

	Plaque	**Adhésive**
1		
2		

3	+3.992e+02 +3.659e+02 +3.327e+02 +2.994e+02 +2.661e+02 +2.329e+02 +1.996e+02 +1.663e+02 +1.331e+02 +9.980e+01 +6.653e+01 +3.327e+01 +0.000e+00	+5.448e+01 +4.994e+01 +4.540e+01 +4.086e+01 +3.632e+01 +3.178e+01 +2.724e+01 +2.270e+01 +1.816e+01 +1.362e+01 +9.081e+00 +4.540e+00 +0.000e+00
4	+3.922e+02 +3.596e+02 +3.269e+02 +2.942e+02 +2.615e+02 +2.288e+02 +1.961e+02 +1.634e+02 +1.307e+02 +9.806e+01 +6.537e+01 +3.269e+01 +0.000e+00	+6.210e+01 +5.692e+01 +5.175e+01 +4.657e+01 +4.140e+01 +3.622e+01 +3.105e+01 +2.587e+01 +2.070e+01 +1.552e+01 +1.035e+01 +5.175e+00 +0.000e+00
5	+3.755e+02 +3.442e+02 +3.129e+02 +2.816e+02 +2.503e+02 +2.190e+02 +1.877e+02 +1.564e+02 +1.252e+02 +9.387e+01 +6.258e+01 +3.129e+01 +0.000e+00	+7.439e+01 +6.819e+01 +6.199e+01 +5.579e+01 +4.959e+01 +4.339e+01 +3.720e+01 +3.100e+01 +2.480e+01 +1.860e+01 +1.240e+01 +6.199e+00 +0.000e+00
6	+4.772e+02 +4.374e+02 +3.977e+02 +3.579e+02 +3.181e+02 +2.784e+02 +2.386e+02 +1.988e+02 +1.591e+02 +1.193e+02 +7.953e+01 +3.977e+01 +0.000e+00	+6.013e+01 +5.512e+01 +5.011e+01 +4.510e+01 +4.009e+01 +3.508e+01 +3.007e+01 +2.506e+01 +2.004e+01 +1.503e+01 +1.002e+01 +5.011e+00 +0.000e+00
7	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00	+5.503e+01 +5.045e+01 +4.586e+01 +4.128e+01 +3.669e+01 +3.210e+01 +2.752e+01 +2.293e+01 +1.834e+01 +1.376e+01 +9.172e+00 +4.586e+00 +0.000e+00
8	+4.961e+02 +4.548e+02 +4.134e+02 +3.721e+02 +3.307e+02 +2.894e+02 +2.481e+02 +2.067e+02 +1.654e+02 +1.240e+02 +8.268e+01 +4.134e+01 +0.000e+00	+8.213e+01 +7.529e+01 +6.844e+01 +6.160e+01 +5.475e+01 +4.791e+01 +4.106e+01 +3.422e+01 +2.738e+01 +2.053e+01 +1.369e+01 +6.844e+00 +0.000e+00

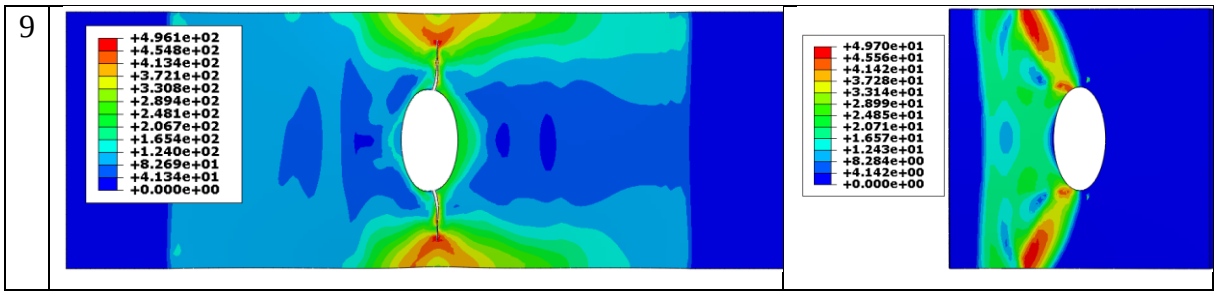


Figure IV. 19 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charge appliquée (entaille de forme elliptique a//b=2).

Pour l'entaille aigue de rapport a/b= 4, la présence du patch améliore nettement la tenue mécanique de la plaque endommagée par contre la partie plastique est réduite (Figure IV. 20). L'analyse du niveau de contrainte dans la plaque et l'adhésif est présentée dans la Figure IV. 21. Pour cette forme d'entaille, les contraintes sont un peu élevées que pour le cas de l'entaille a/b=2. L'adhésif présente plus de contrainte pour de faibles charges appliquées. Le décollement apparait rapidement au niveau de ses deux bords entrainant ainsi une zone de forte concentration de contrainte dans une petite région. Le patch devient moins efficace et continue à transmettre les charges de la zone endommagée dans la plaque. La fissure apparait rapidement au niveau de l'entaille et se propage vers le bord libre de la plaque.

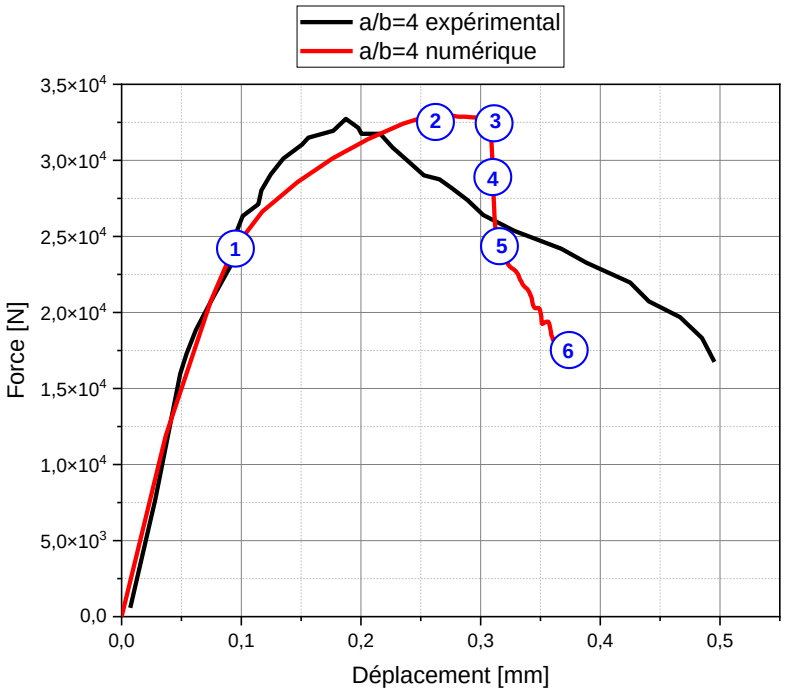


Figure IV. 20 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=4 réparée par simple patch.

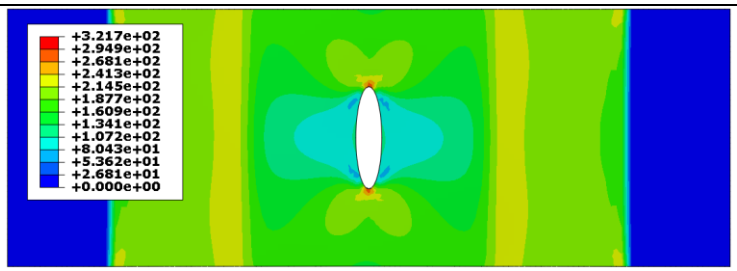
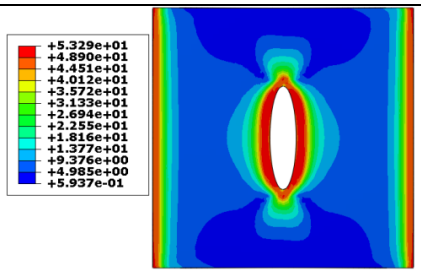
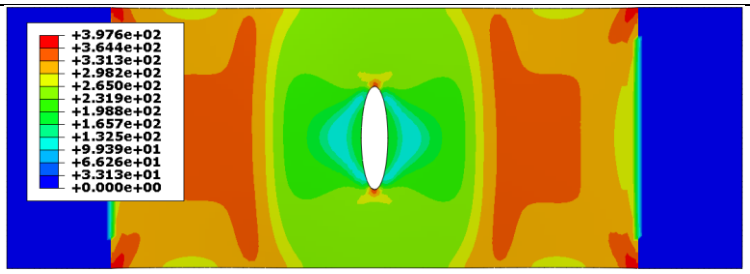
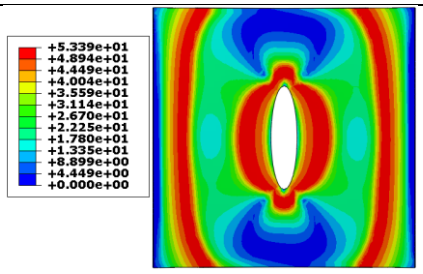
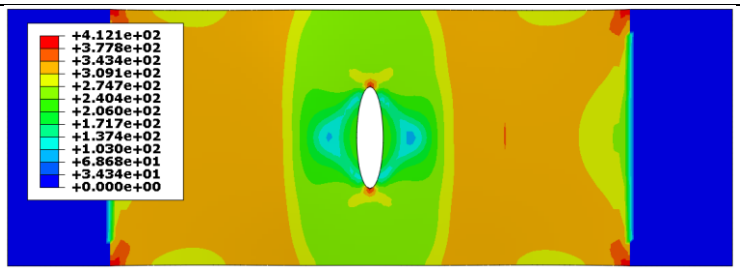
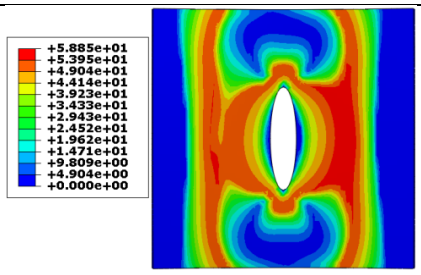
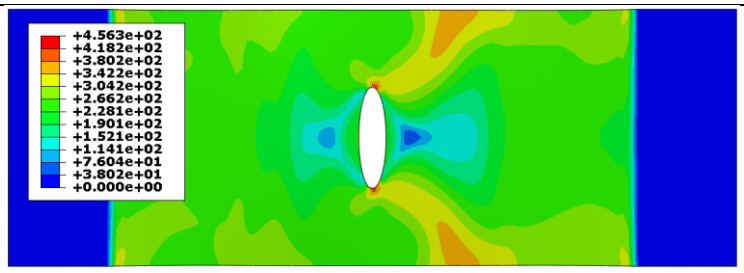
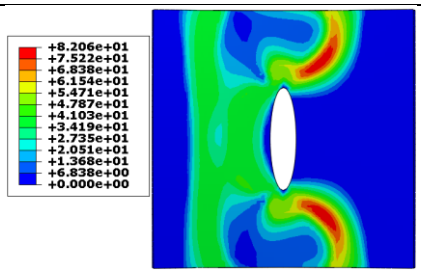
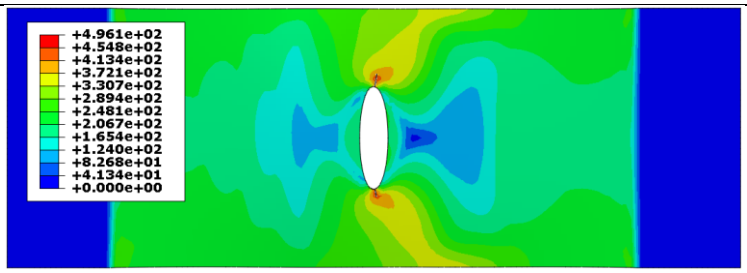
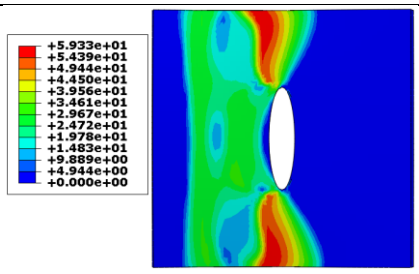
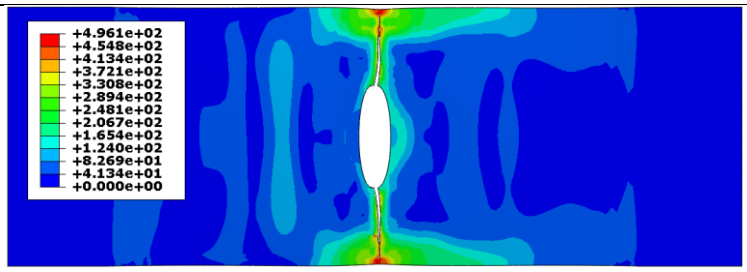
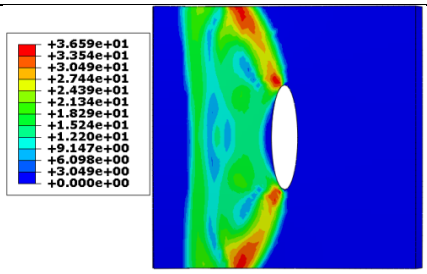
	Plaque	Adhésive
1		
2		
3		
4		
5		
6		

Figure IV. 21 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour les différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a//b=4).

IV.7.1.2 Plaque avec entaille V

IV.7.1.2.1 Plaque avec entaille V sans patch

Le résultat de l'essai de traction effectué sur la plaque avec entaille V est montré dans la Figure IV. 22. On remarque que pour ce genre de forme d'entaille, la plaque présente de faible résistance. L'analyse numérique présente une bonne concordance avec le résultat expérimental de la courbe de traction.

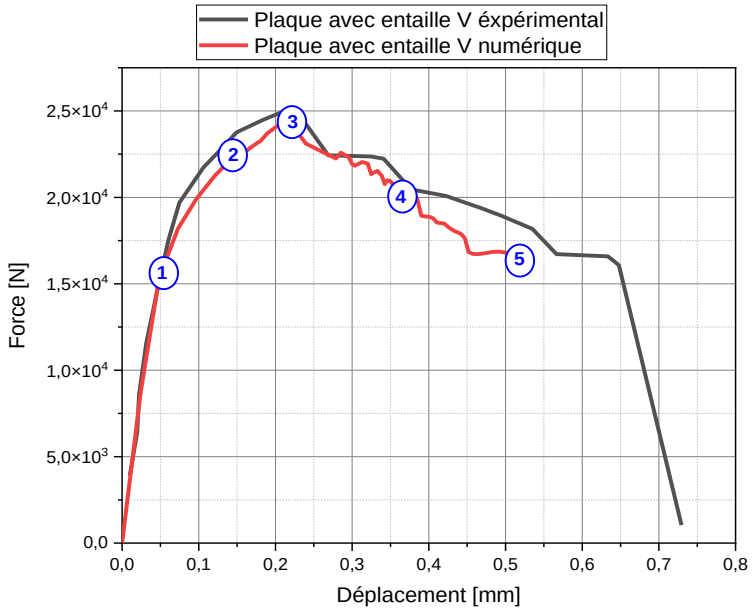


Figure IV. 22 : Courbe Force-déplacement pour une plaque avec entaille V.

L'analyse du niveau de contrainte pour les différentes charges appliquées est présentée dans la Figure IV. 23.

La présence de l'entaille au niveau des deux bords de la plaque minimise la surface de la plaque et engendre une forte concentration de contrainte qui affecte la resistance de la plaque vis à vis la charge appliquée. De faibles charges appliquéees engendrent une forte concentration de contraintes et qui depassent la limite elastique du materiau. Une fois la charge appliquée atteint une valeur critique, la forte concentration de contraintes en tête de l'entaille entraine l'amorcage d'une fissure au niveau des deux bords de l'entaille qui se propagent rapidement entrainant la rupture de la plaque.

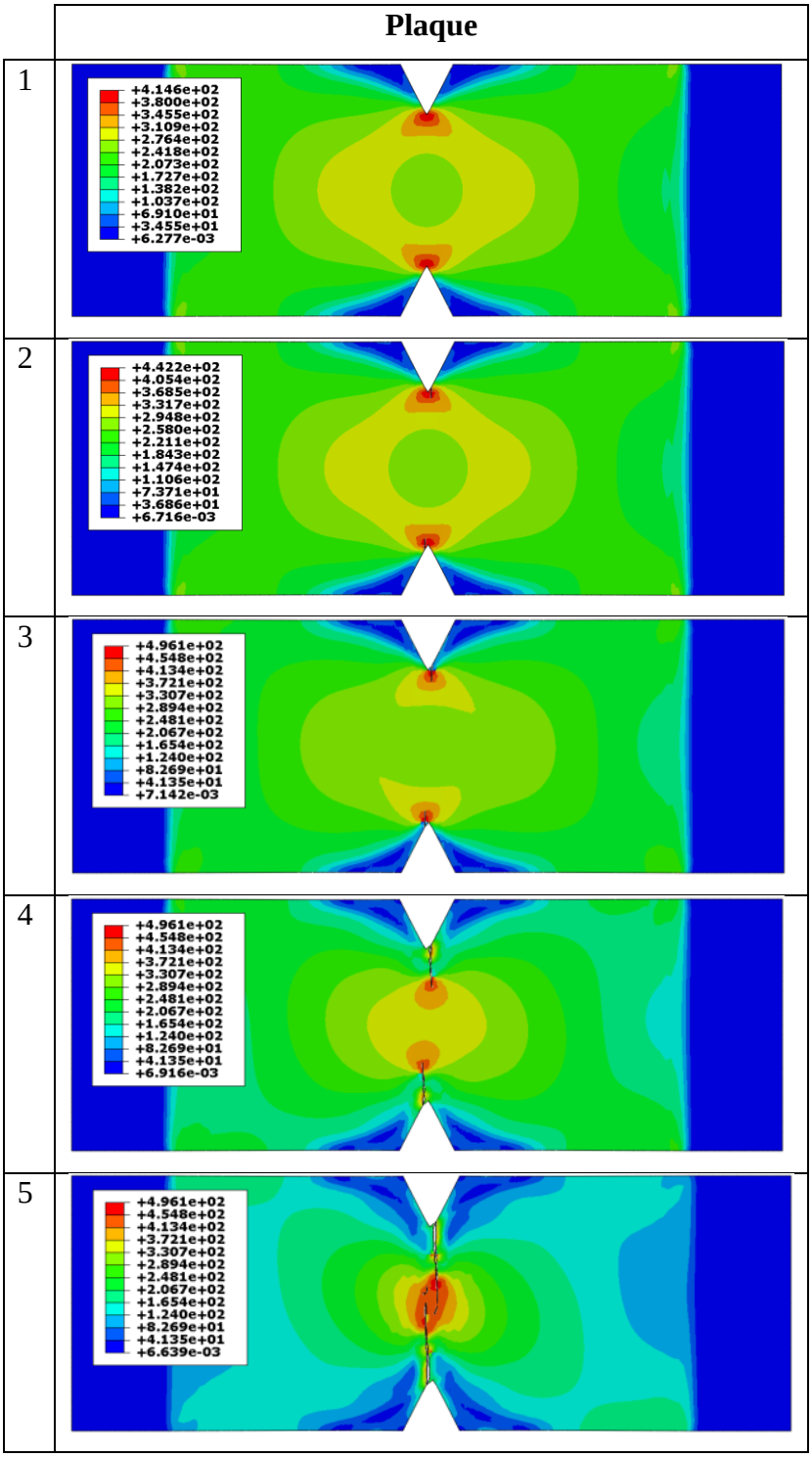


Figure IV. 23 : Niveaux de contraintes de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V).

IV.7.1.2.2 Plaque avec entaille V avec patch

La présence du patch de réparation améliore nettement la résistance de la plaque, la contrainte maximale est d'environ 11MPa de plus que pour le cas de la plaque sans réparation (Figure IV. 24).

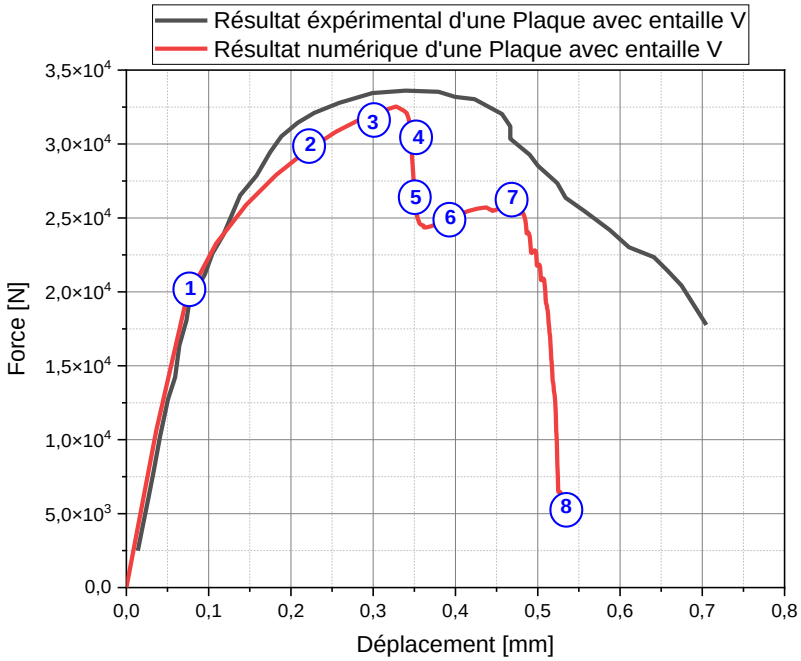
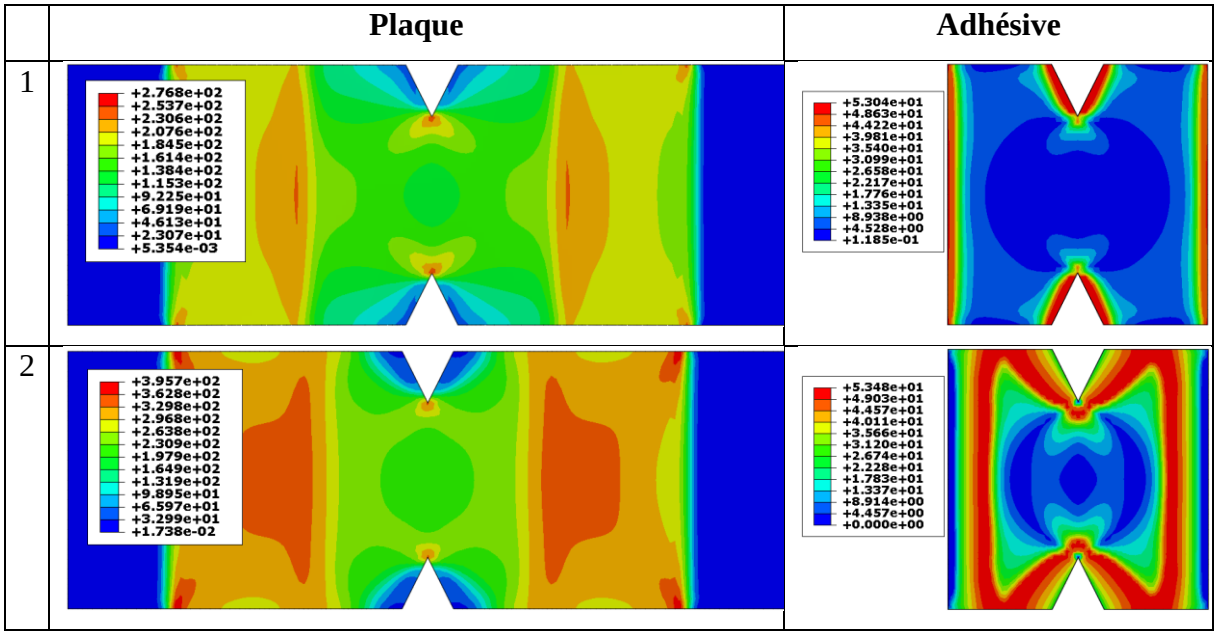


Figure IV. 24 : Courbe Force-déplacement pour une plaque avec entaille V réparée.

Le niveau de contraintes dans la plaque et le patch est montré dans la Figure IV. 25. On remarque clairement que le patch allège la zone endommagée et minimise la forte concentration de contrainte au niveau des deux entailles. Cependant, l'adhésif est trop sollicité au niveau de ces deux bords et au contact de l'entaille. Une fois, la charge appliquée augmente, une zone de décollement apparait au niveau de ces deux bords.



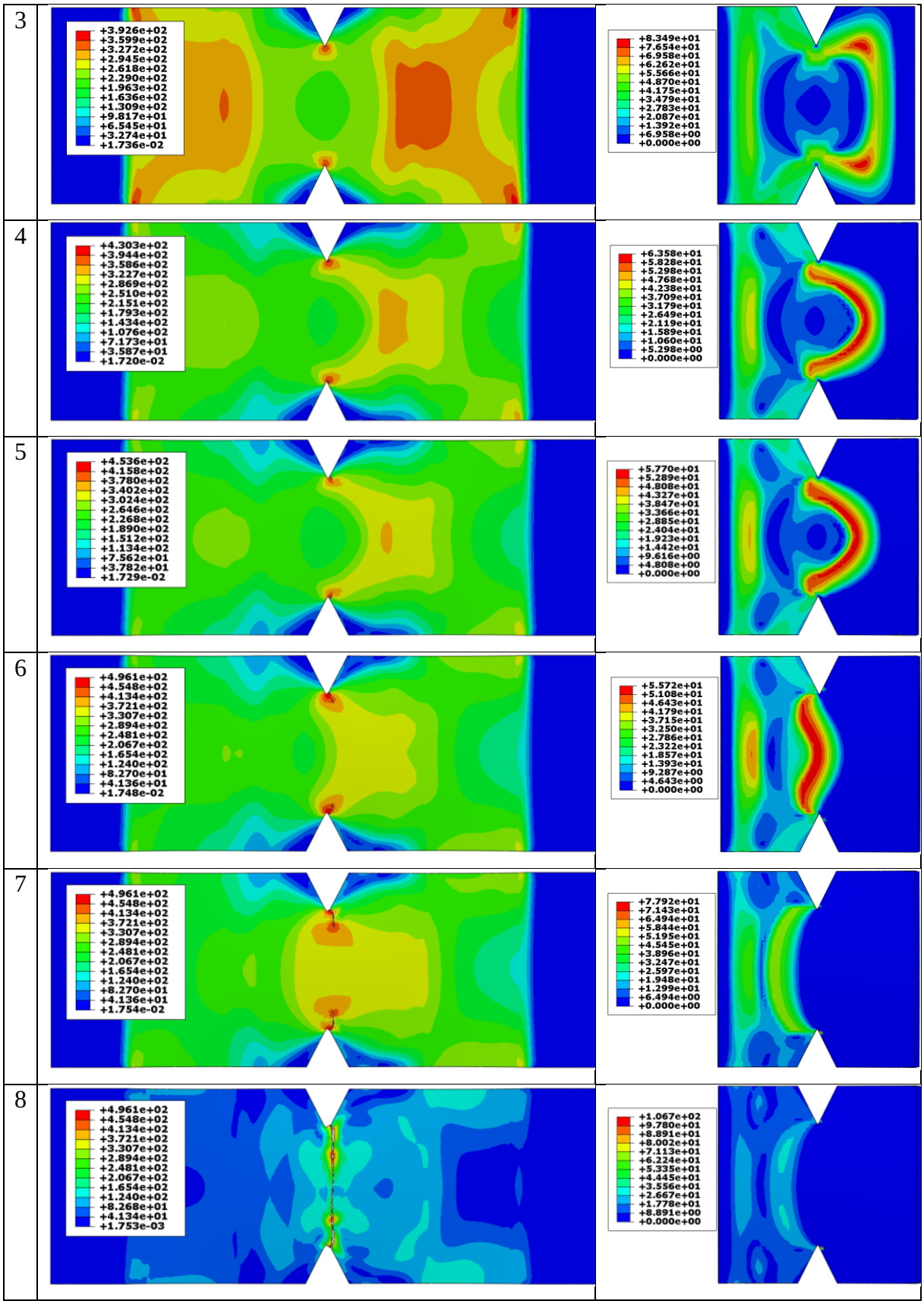


Figure IV. 25 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement de l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V).

Le patch réduit clairement les contraintes au niveau de l'entaille, mais avec l'apparition du décollement, le transfert de charge devient moins important. La zone sollicitée dans l'adhésive devient plus importante et se localise au niveau de son milieu et au niveau de ses deux bords. La plaque devient à son tour plus sollicitée et génère ainsi une zone de forte concentration de contrainte au niveau des deux bords du patch là où le décollement s'est initié. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, le décollement se propage à travers la surface de l'adhésive et la plaque absorbe plus de contrainte. Une fois atteindre la valeur de la contrainte limite à la rupture du métal, deux fissures s'initient au niveau des deux bords entailles. La plaque continue à résister à la charge appliquée en présence du patch mais une fois les deux fissures atteignent une taille critique, leur propagation se fait rapidement provoquant la rupture totale de la plaque.

IV.7.1.3 Entaille rainure

IV.7.1.3.1 Plaque avec entaille rainure sans patch

Le résultat de l'essai de traction effectué sur la plaque avec entaille rainure est présente dans la Figure IV. 26. On remarque clairement que la résistance de la plaque est trop faible, cependant, la partie plastique n'est pas trop affectée par la présence de ce type d'entaille. Le modèle numérique ne présente pas une bonne concordance avec le résultat expérimental surtout par rapport à la partie plastique.

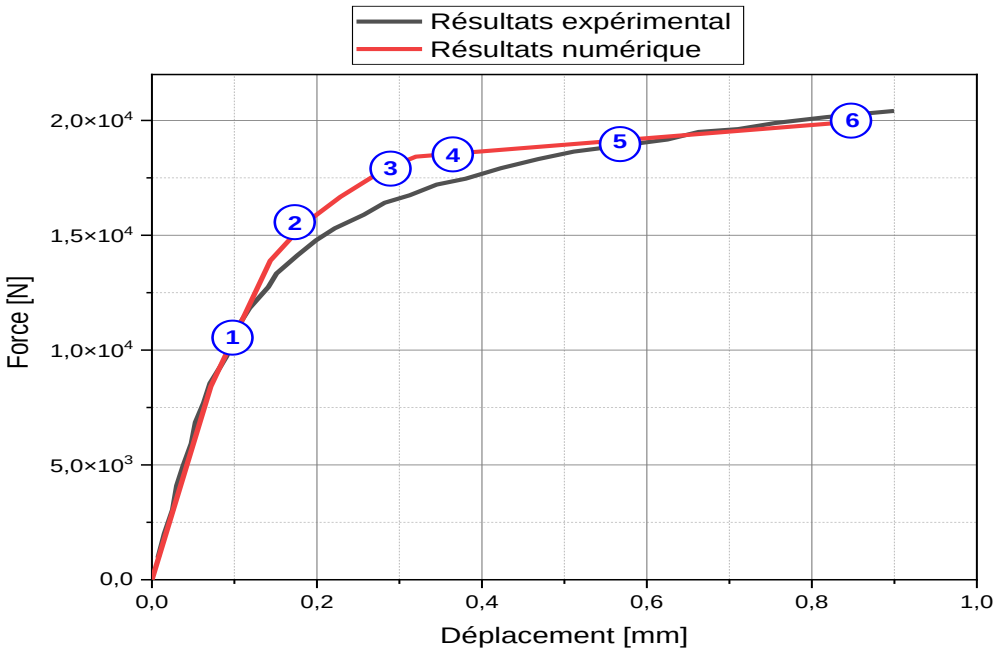
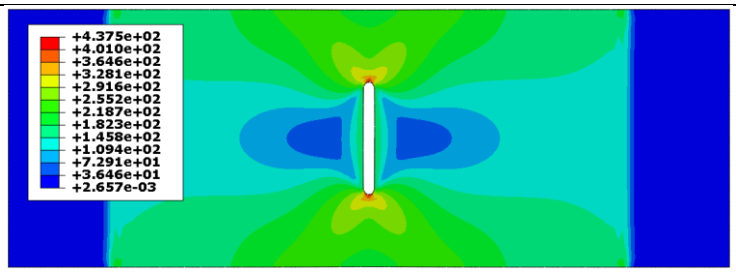
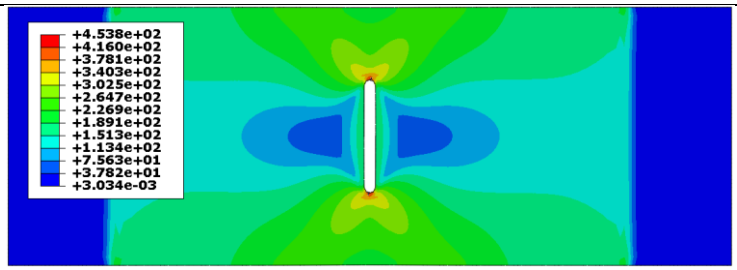
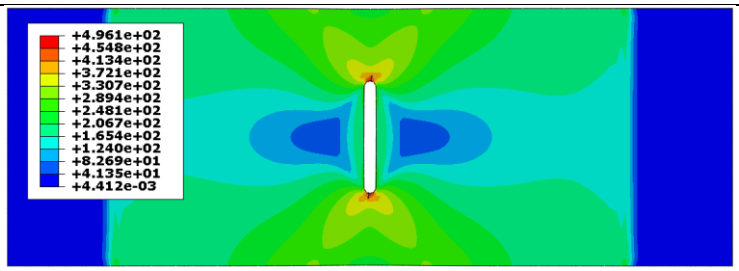
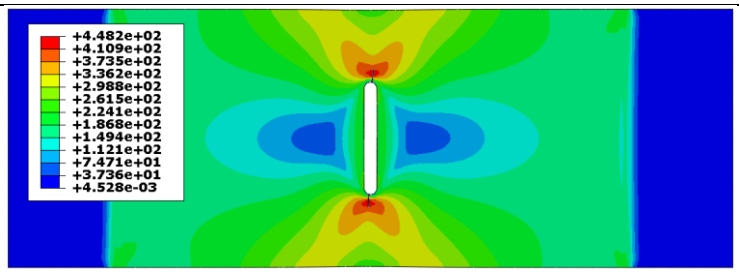


Figure IV. 26 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure.

l'analyse du niveau de contriainte dans la plaque est montré dans la Figure IV. 27. Pour de faibles charges appliquées, la contrainte au niveau de l'entaille atteint rapidement des valeurs voisines de la contrainte maximale à la rupture du metal. La presence de l'entaille engendre une zone de forte concetration de contrainte qui s'etale sur toute la partie centrale de la plaque. l'augmentation de la charge appliquée affaiblit la resistance de la plaque et provoque la creation de fissure au niveau de la tete de l'entaille qui se propage rapidement vers les deux bords de la plaque.

	Plaque
1	
2	
3	
4	

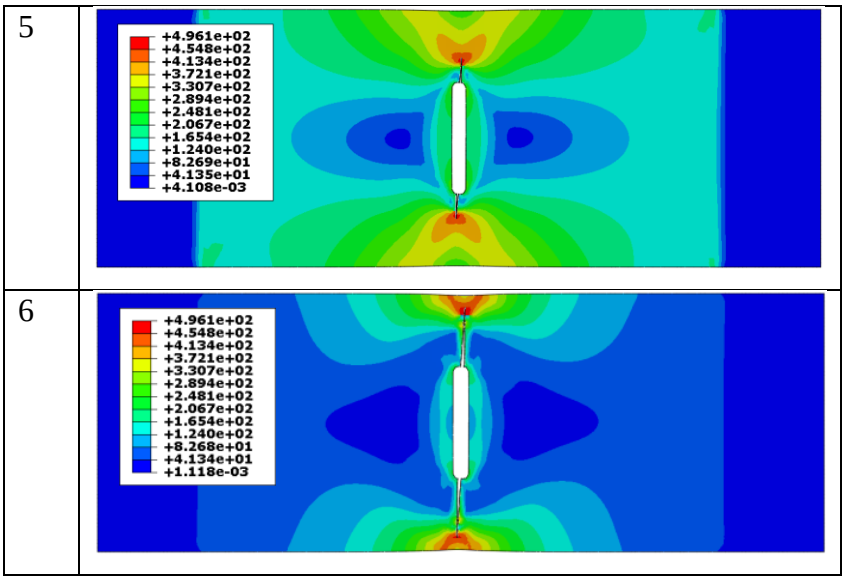


Figure IV. 27 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure).

IV.7.1.3.2 Plaque avec entaille rainure réparée par patch

La réparation de ce genre de discontinuité est essentielle puisqu'elle affaiblit considérablement la résistance de la plaque. Le résultat de la plaque endommagée et réparée par patch composite est montré dans la Figure IV. 28.

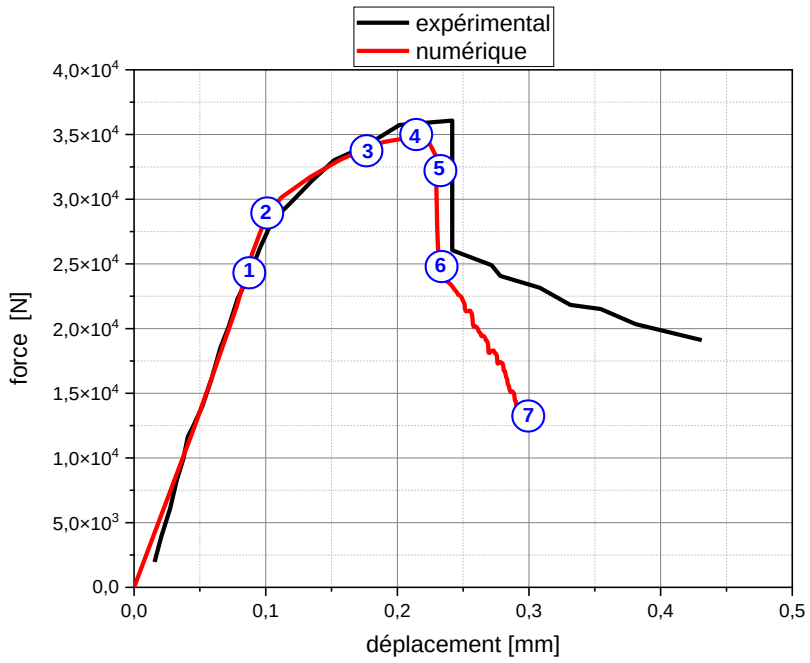
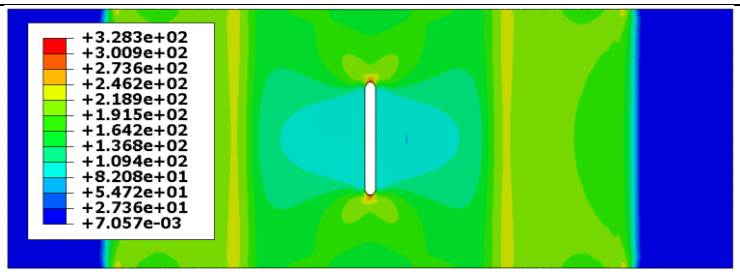
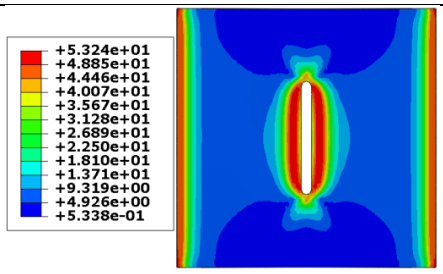
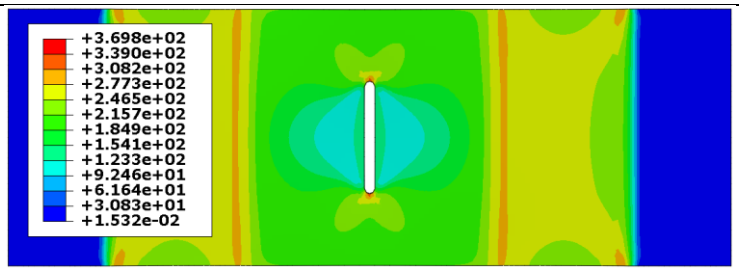
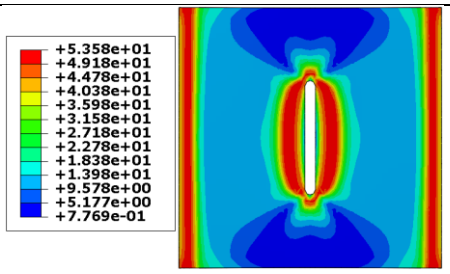
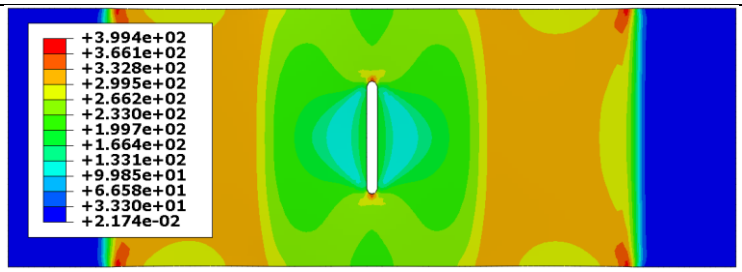
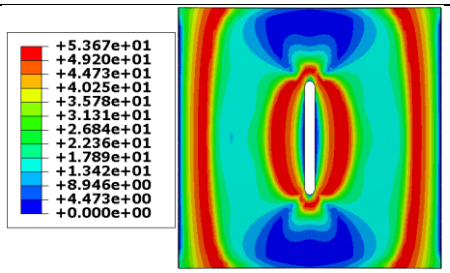
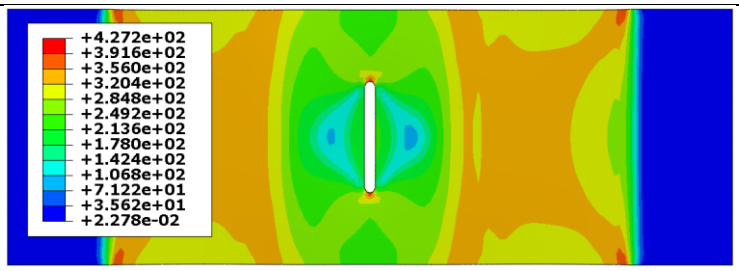
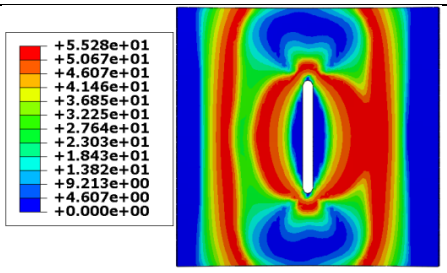


Figure IV. 28 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparée.

On remarque clairement une forte amélioration de la résistance de la plaque par la présence du patch composite. La force maximale augmente de presque 18MPa. Le patch réduit clairement la forte concentration de contrainte mais qui reste étalée sur une zone importante de la plaque. L'adhésive transmet une grande partie des contrainte vers le patch, mais vu cette forte concentration de contraintes, l'adhésif présente des valeurs élevées de contraintes et la zone de forte concentration de contraintes sera située au niveau de ces deux bords et au voisinage de l'entaille.

	Plaque	Adhésive
1		
2		
3		
4		

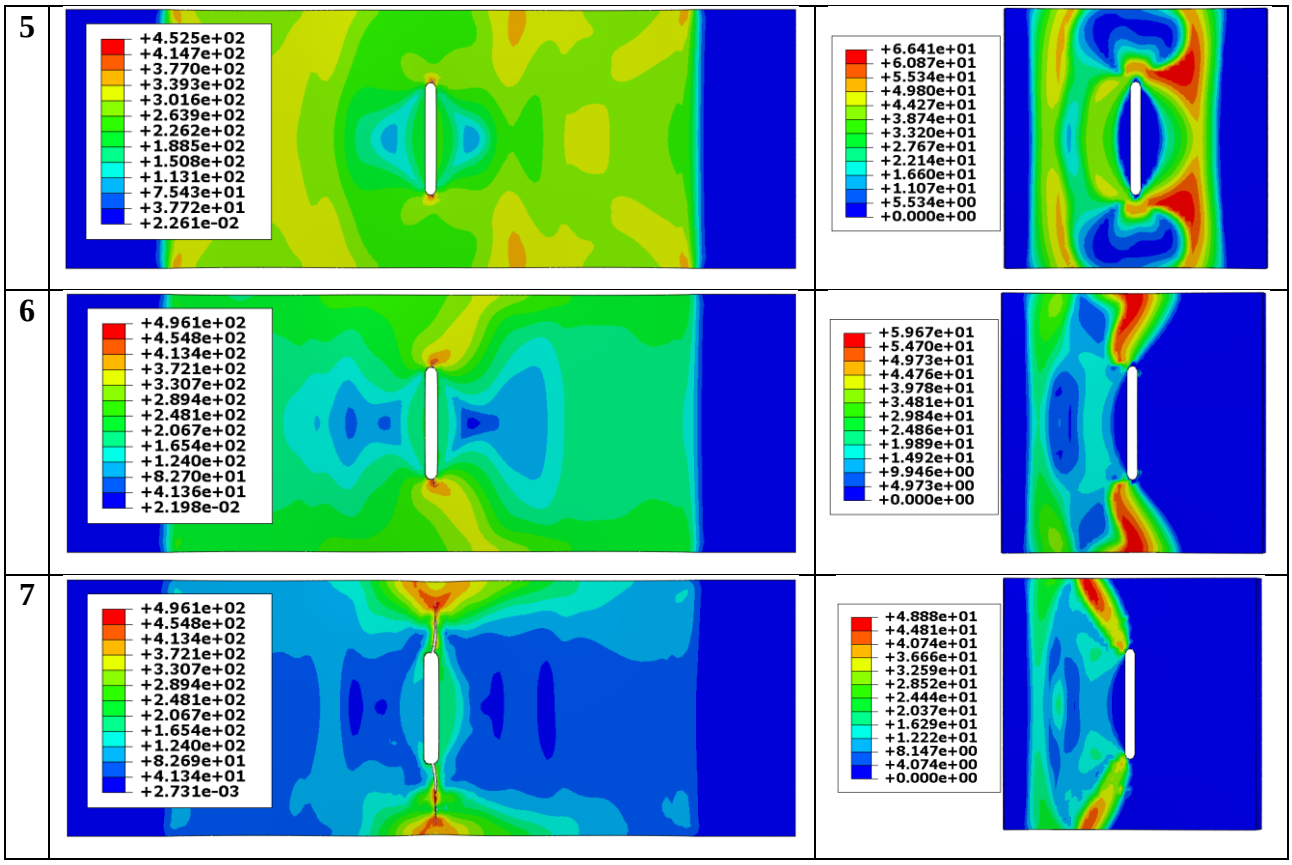


Figure IV. 29 : Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure).

Une fois la charge appliquée augmente, le décollement commence à se propager dans l'adhésive à partir de ces deux bords, ce qui laisse l'adhésive travailler qu'au niveau de sa zone centrale qui présente une forte concentration de contrainte. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, la zone de décollement se propage rapidement au niveau des bords de l'adhésive laissant ainsi le transfert de charge réduit qu'au niveau de la zone centrale de l'adhésive et donc le patch perds son efficacité à réduire la forte concentration de contrainte de la plaque endommagée. Une fois la valeur de la contrainte au niveau de l'entaille atteint la valeur maximale de la résistance de la plaque, une fissure apparait et qui se propage rapidement vers les bords libres de la plaque Figure IV. 29.

IV.8 Comparaison entre le décollement avec CZM et VCCT

Dans la troisième partie de notre étude, on a essayé de voir la réponse en traction des différentes structures en tenant compte des différentes formes d'entailles et en appliquant une combinaison des techniques XFEM pour l'endommagement de la plaque, CZM pour le décollement de

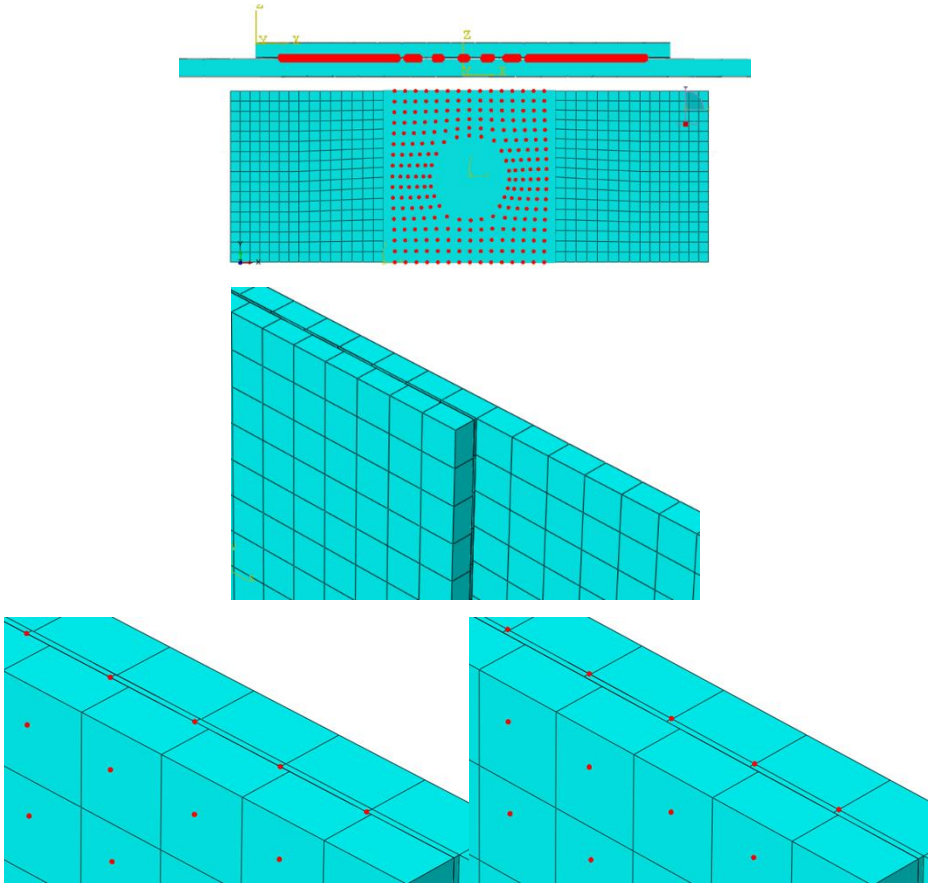
l'adhésif et essayé d'apporter une comparaison entre les techniques CZM et VCCT sur la fiabilité des résultats par rapport à l'expérimental.

Notons que pour la technique de la zone cohésive le maillage des déférentes structures sont données dans le chapitre II, ce même maillage est adopté par les différentes modèles géométriques [type d'éléments] sauf que le nombre d'éléments varie selon la forme de l'entaille.

IV.8.1 Maillage :

Pour la technique CZM : on considère le même maillage qui est utilisé dans le chapitre II et III juste on doit tenir compte de la forme de l'entaille.

Pour la technique VCCT : Par contre pour le maillage de la technique VCCT, la couche d'adhésive est considérée en 3D.



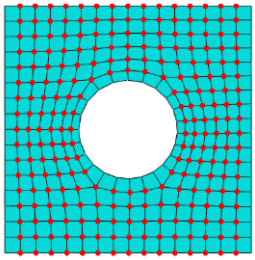


Figure IV. 30: Présentation du maillage pour la couche d'adhésive en utilisant la technique VCCT.

IV.8.2 Patch simple

IV.8.2.1 Entaille Circulaire

La Figure IV. 31 représente la courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille circulaire réparé par un patch composite en utilisant une combinaison des techniques XFEM+CZM et XFEM +VCCT.

On remarque clairement que la combinaison des deux techniques (VCCT + XFEM) ou (CZM + XFEM) présente les mêmes résultats de la courbe force/déplacement et est en bonne concordance avec les résultats de la courbe expérimentale. La force maximale à la traction est pratiquement le même sauf que la partie de plasticité est un peu réduite pour le cas où on utilise (VCCT+XFEM).

L'analyse de décollement de l'adhésif est représentée sur la Figure IV. 32. Il faut noter que pour CZM, le résultat montre les zones de forte concentration de contrainte [rouge] et les zones de faible concentration de contrainte [bleu], Une fois le décollement se propage, l'adhésif présente un niveau de décollement en couleur bleu avec valeur zéro.

Par contre pour le VCCT, la couleur Rouge montre les endroits qui sont en contact avec la plaque, et le bleu au décollement.

L'analyse du décollement par rapport aux différentes techniques utilisées, montre clairement que les étapes sont pareilles et qu'en VCCT, le décollement commence au niveau des deux bords et à l'entaille (avec degrés moins).

Une fois la force appliquée est suffisante pour générer une forte concentration de contrainte autour de l'entaille, et le transfert à travers l'adhésif provoque des contraintes qui dépassent sa limite à la rupture, l'endommagement de l'adhésif aura lieu, surtout au niveau de ses deux bords. La surface de collage sera réduite et donc le transfert de charge sera minimal.

La propagation de l'endommagement de l'adhésif est semblable par les deux techniques sauf que pour la technique CZM, l'adhésif reste toujours en contact avec la structure (patch/plaque) même si une petite zone collée se présente par contre, pour la technique VCCT, le décollement une fois atteint une taille maximale, la propagation se fait rapidement et donc elle se traduite par un faible allongement de courbe de traction.

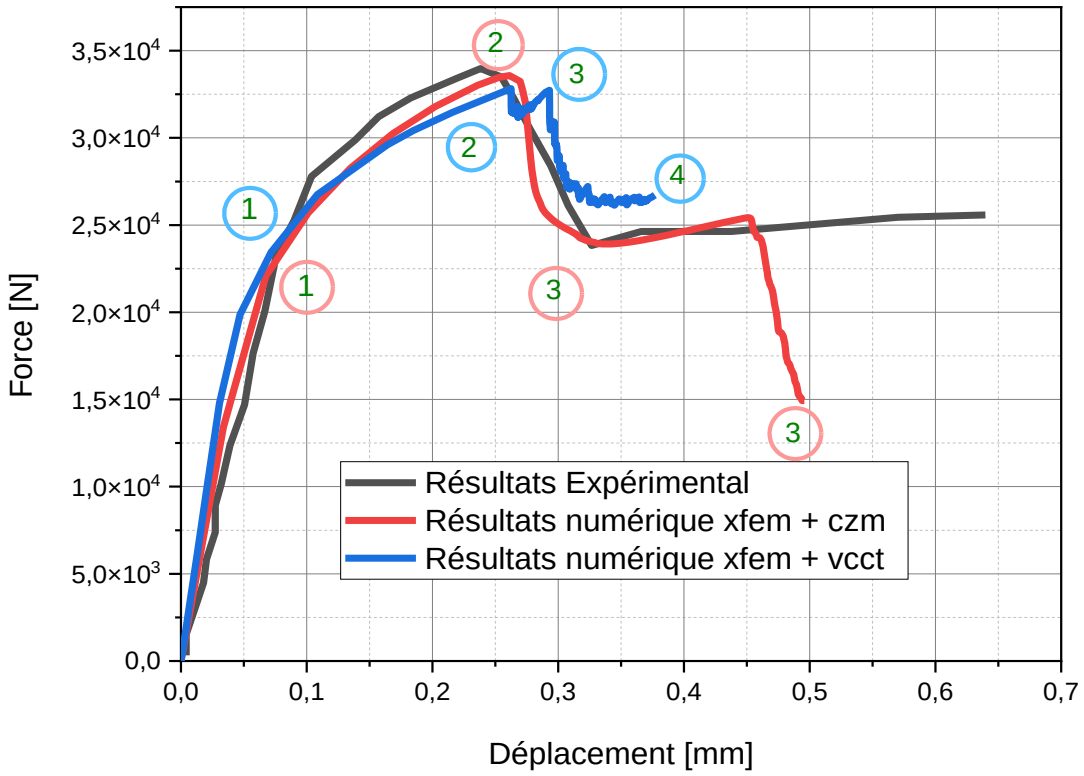
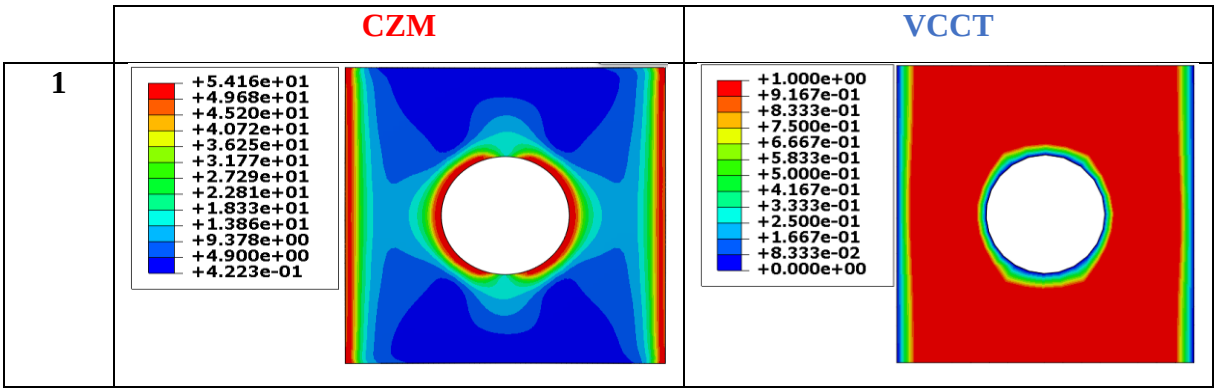


Figure IV. 31 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille circulaire réparée par un patch composite.



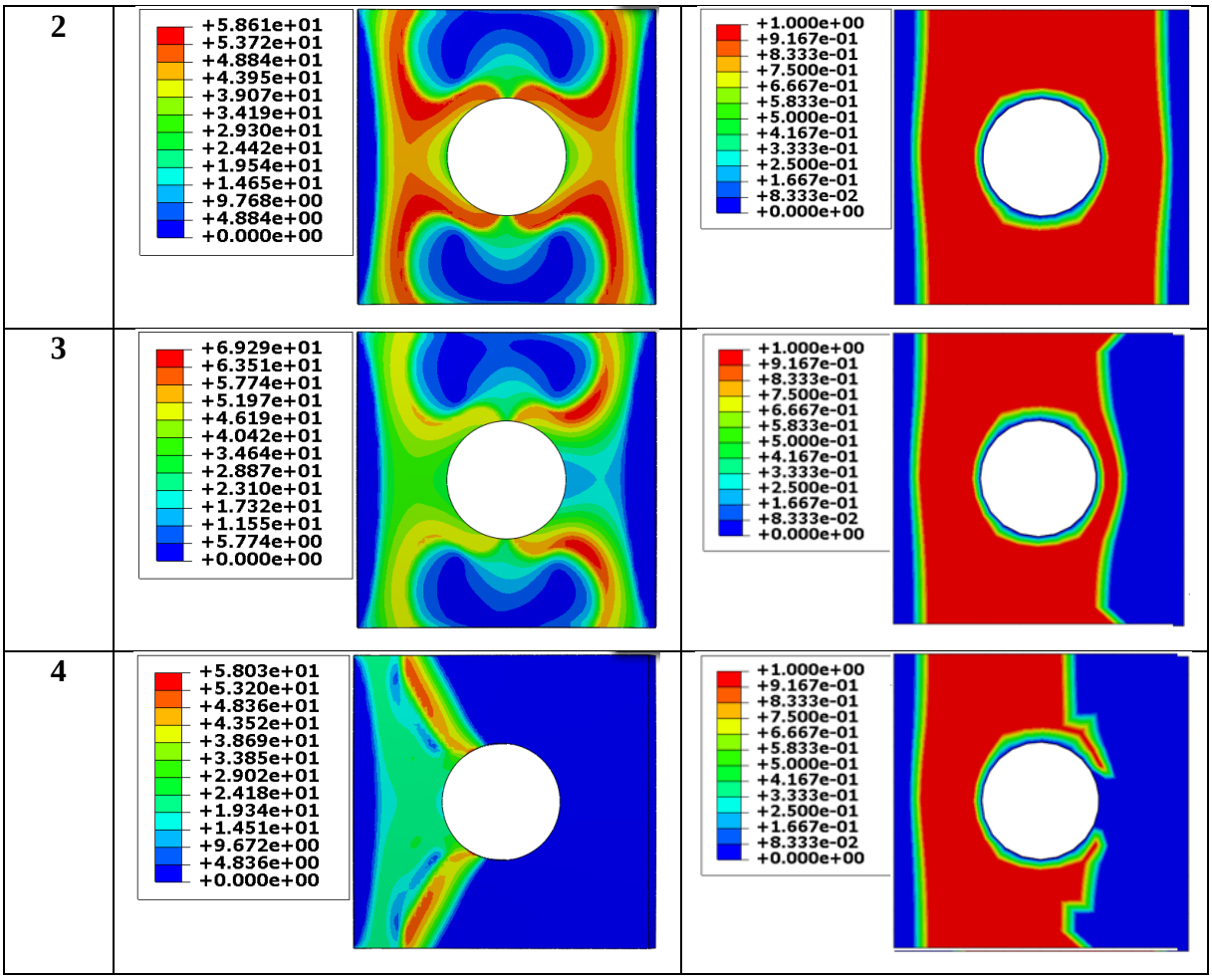


Figure IV. 32 : Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme circulaire).

IV.8.2.2 Entaille double V

Pour l'entaille double V, la partie centrale de la plaque présente un maillage très fin où le nombre d'éléments de maillage varie selon le substrat (patch, adhésive, plaque).

Le résultat de la courbe de traction est présenté dans la Figure IV. 33, on remarque clairement que la combinaison entre les techniques (XFEM+CZM) et (XFEM+VCCT) apportent des résultats qui sont en bonne concordance avec l'expérimentale. La technique VCCT présente une meilleure convergence surtout par rapport à la charge maximale de traction. Cependant pour la technique CZM, une légère différence est notée par rapport à la charge maximale et la partie qui présente l'allongement est un peu réduite.

L'analyse de la courbe de traction est liée au taux de transfert de charge par l'adhésive et par conséquent de son endommagement (Figure IV. 34)

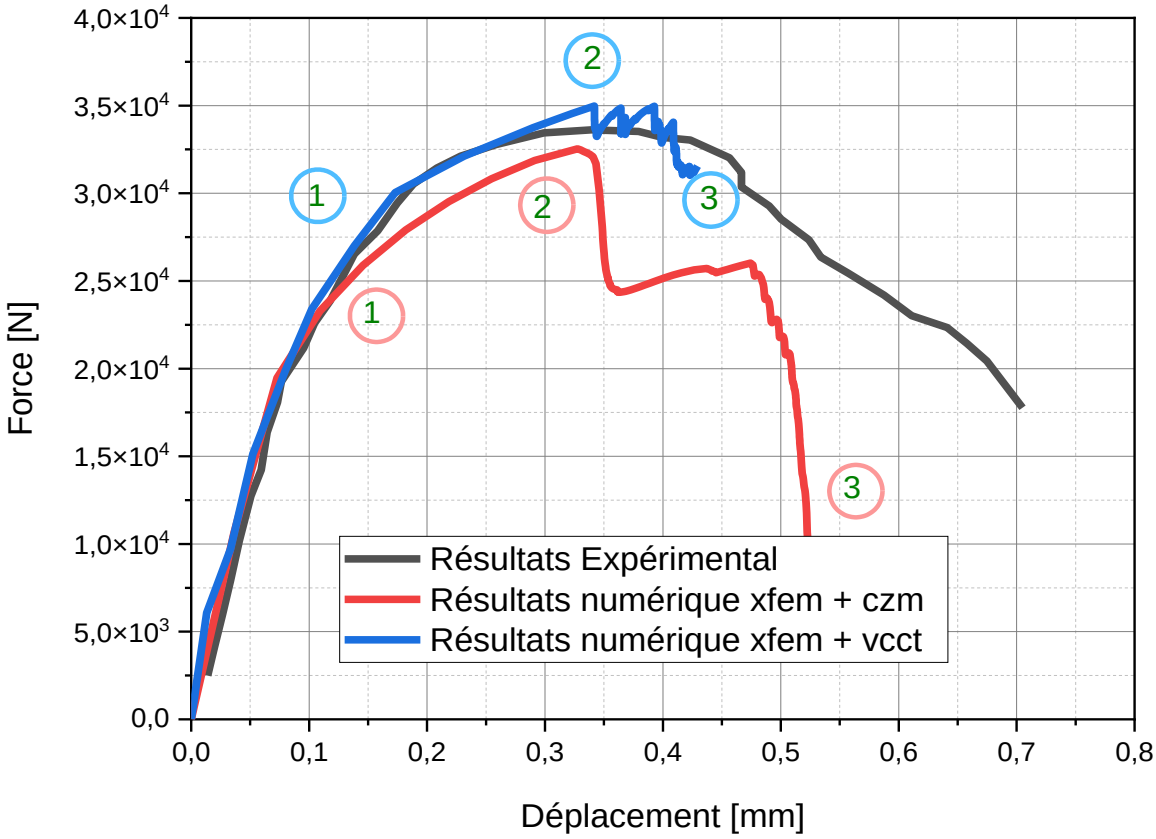


Figure IV. 33 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille V réparée par patch composite.

On remarque qu'en début de chargement les deux techniques présentent presque la même distribution des contraintes dans le joint adhésif, une fois la charge appliquée augmente, la technique CZM présente plus de surface endommagée des adhésifs que pour la technique VCCT.

L'endommagement de l'adhésif commence au niveau des deux bords de l'adhésif et au niveau de l'entaille zone de fortes concentrations de contrainte, puis se propage vers la surface centrale de l'adhésif.

L'endommagement de l'adhésif par la technique VCCT se propage lentement que pour le cas du CZM, c'est pourquoi la technique VCCT présente plus de performance en ce qui concerne la réponse en Force/Déplacement.

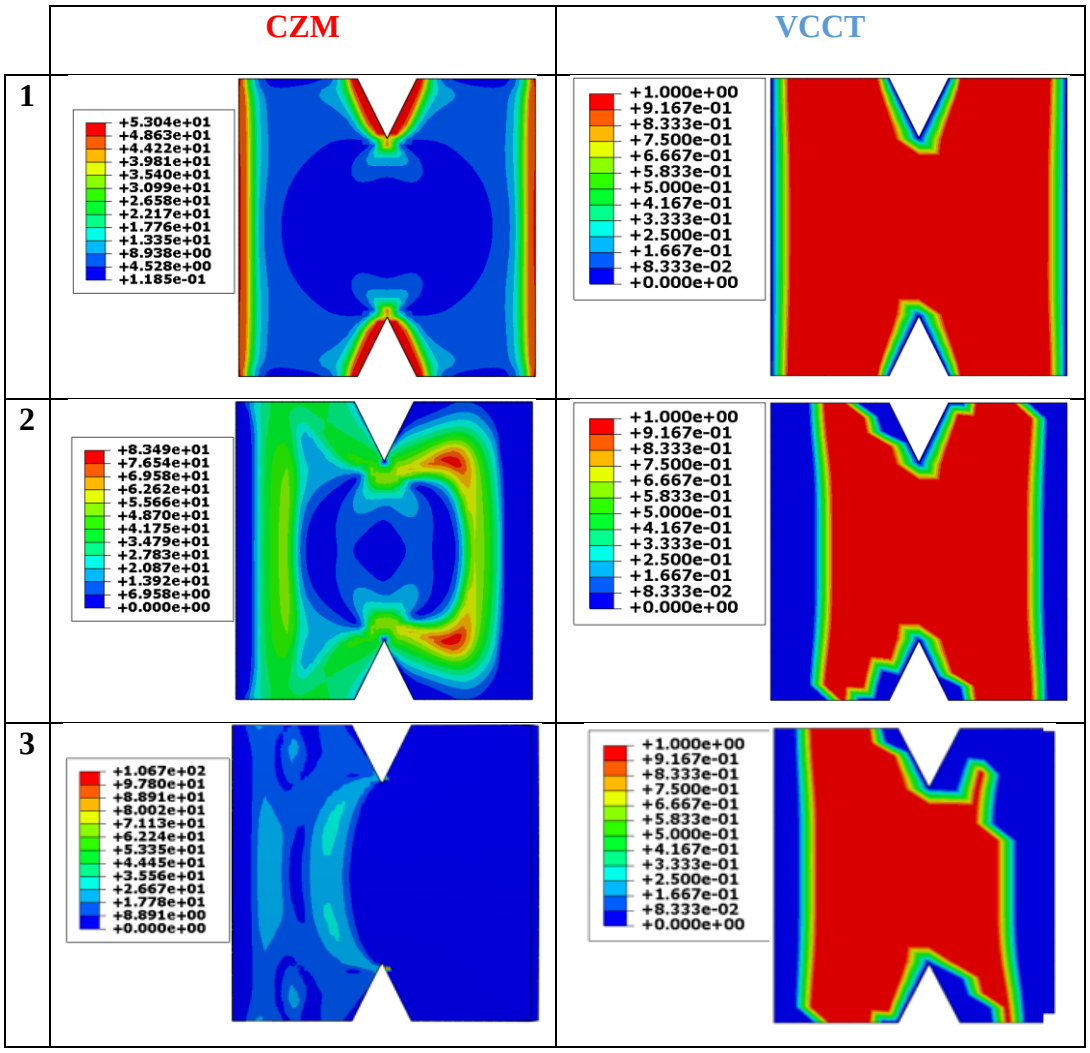


Figure IV. 34: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V).

IV.8.2.3 Entaille rainure

La même technique de maillage est appliquée pour la structure avec entaille rainure, un maillage grossi loin de la zone endommagé, et plus fin dans la zone réparée.

La courbe de traction issue de l'analyse numérique est présentée dans la Figure IV. 35, On remarque une bonne concordance entre l'expérimental et le numérique pour les deux techniques (XFEM+CZM) et (XFEM+VCCT).

Les deux techniques présentent la même valeur de la force maximale, sauf que pour l'allongement l'analyse numérique donnent des valeurs plus faibles que par l'expérimental.

En l'analyse numérique, une fois la charge maximale est atteinte, la structure perd considérablement la résistance et une chute rapide de la force appliquée est noté. Par contre,

pour l'analyse l'expérimentale, une fois atteindre la charge maximale, l'adhésif s'endommage et minimise le transfert de la charge, mais la structure continue à résister à la charge appliquée ce qui se traduit dans les courbes par une faible charge et un allongement maximal.

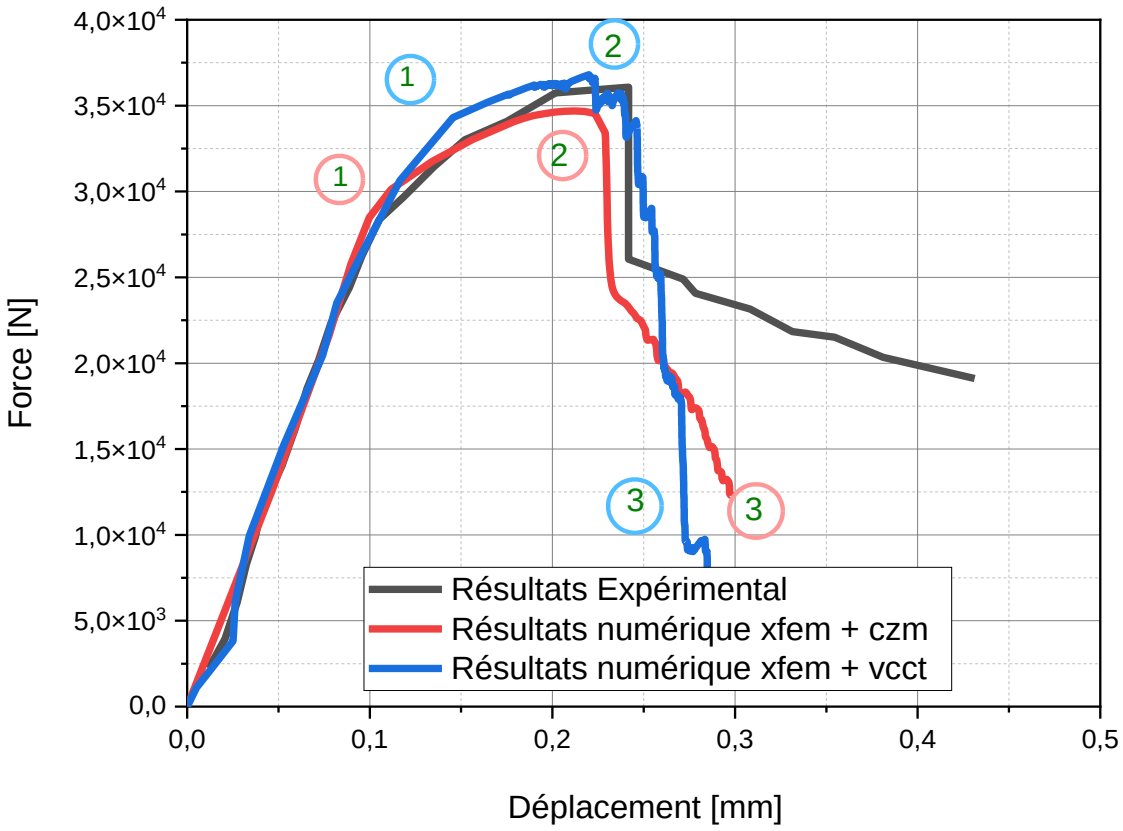


Figure IV. 35 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparée par patch composite.

Le niveau de contraintes dans l'adhésif par rapport aux deux techniques présente la même distribution des contraintes maximales au niveau de l'entaille et au niveau des deux bords de l'adhésif.

Une fois la charge appliquée atteint une valeur suffisante pour endommager l'adhésif suite à son transfert de charge vers le patch, le décollement commence à apparaitre en se propageant des deux bords vers la surface centrale de l'adhésif où une petite surface de décollement apparait aussi au niveau de l'entaille. Au fur et à mesure que la charge appliquée augmente, la surface du décollement se propage rapidement pour avoir une coalescence entre celle qui est à l'entaille et celle des deux bords.

La surface de collage sera réduite ce qui se traduit par la chute de la force appliquée dans la courbe de traction. Les deux techniques CZM et VCCT présentent le même niveau de force de décollement pour l'adhésif avec une légère différence par rapport à la surface endommagé.

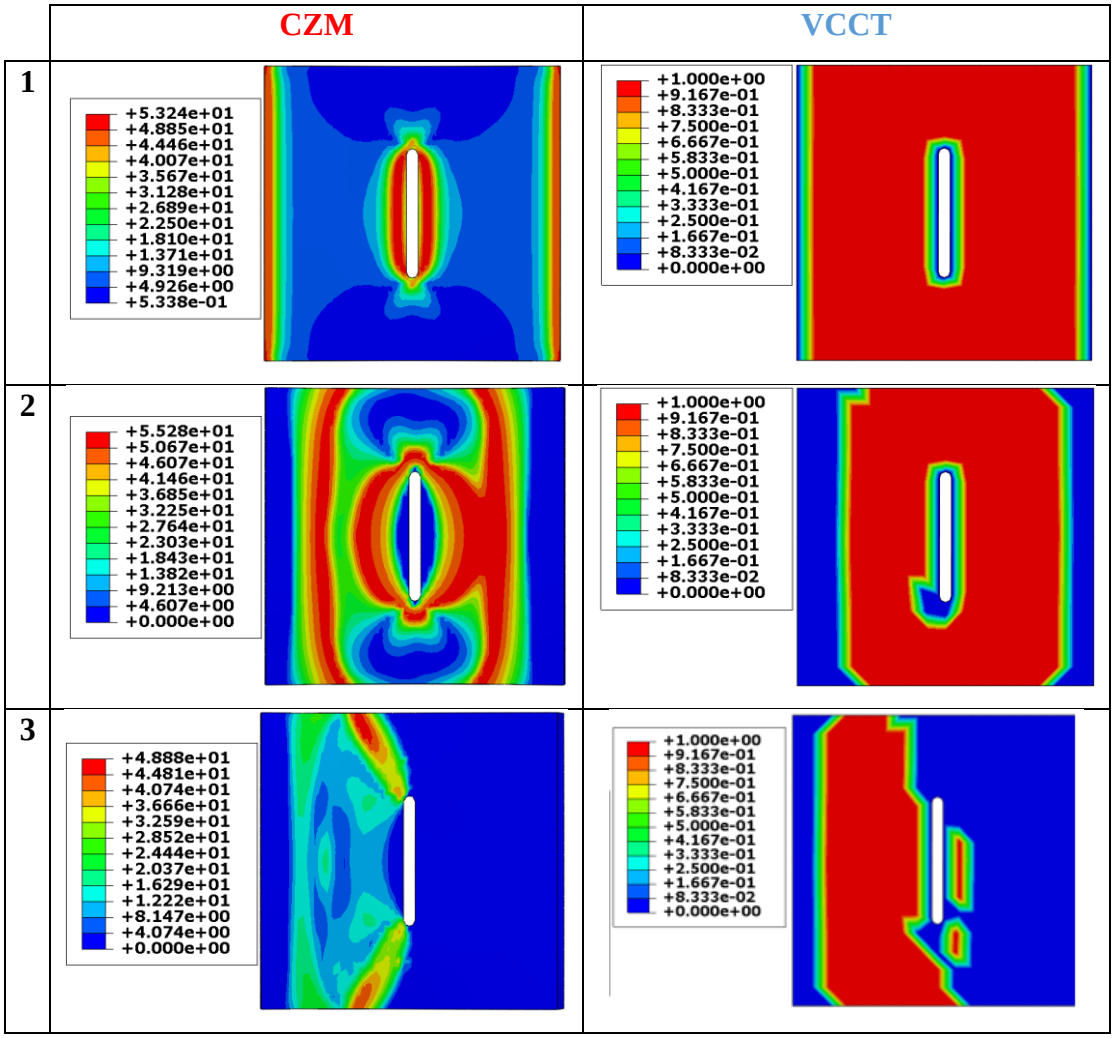


Figure IV. 36: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure).

IV.8.2.4 Entaille elliptique

IV.8.2.4.1 Entaille elliptique avec rapport a/b=2

Les résultats de l'analyse numérique du comportement mécanique en traction de la plaque avec entaille elliptique centrale réparée par patch composite sont présentés dans la Figure IV. 37. On remarque que les techniques utilisées pour modéliser l'endommagement de l'adhésif présentent une bonne concordance avec celle présentée expérimentalement en terme de courbe force-déplacement. Une légère différence est notée concernant la charge maximale pour la technique CZM, Vu que le décollement de l'adhésif se fait rapidement. Cependant, par rapport à

l'allongement maximal, les deux techniques convergent presque vers la même valeur que celle de l'expérimentale.

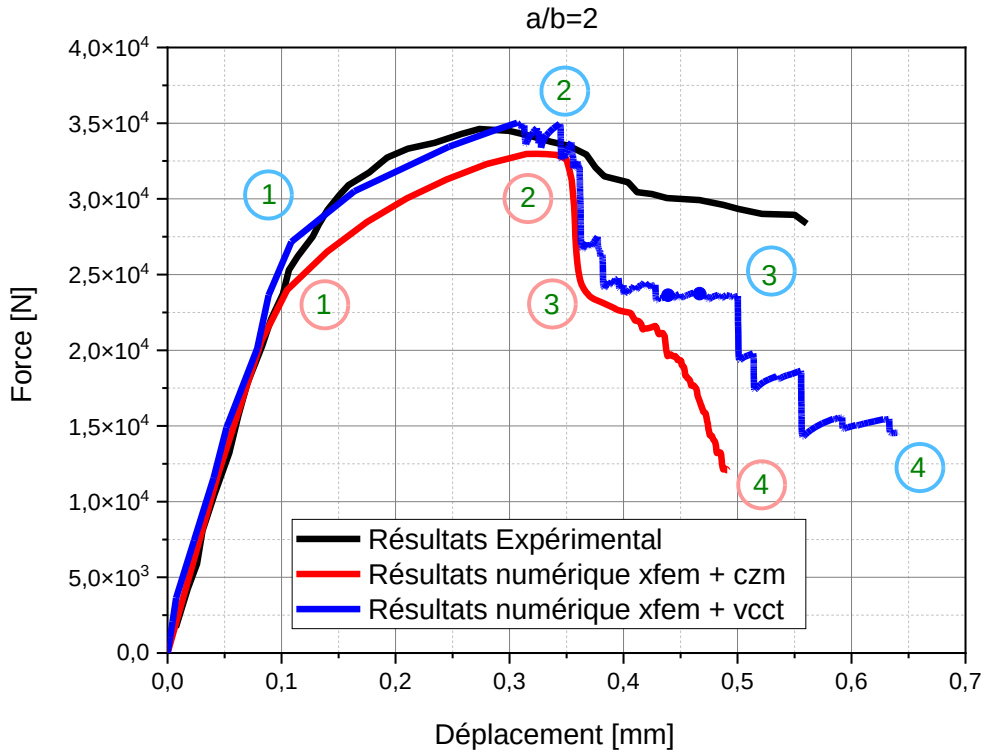


Figure IV. 37 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=2 réparée par patch composite.

L'analyse du décollement de l'adhésif présenté dans la Figure IV. 38 apporte plus d'informations en ce qui concerne les courbes de traction pour les deux techniques VCCT et CZM.

Au début de chargement, les deux techniques traduisent presque le même comportement de l'adhésif, une forte concentration de contrainte au niveau des bords libres de l'adhésif et au voisinage de l'entaille, avec une surface non active au niveau du centre de l'adhésif, une fois la charge attient une valeur maximale, l'endommagement de l'adhésif se propage pour s'étaler sur sa surface, Ainsi le transfert de charge vers le patch sera minimal. Les deux techniques convergent vers le même comportement de l'adhésif.

Au fur et à même que la charge augmente, le décollement attient un maximum dans la zone de collage réduisant ainsi la résistance de la plaque, ce qui fait chuter la charge appliquée.

Dans cette partie de courbes, les deux techniques traduisent le même comportement de l'adhésif avec une surface de décollement presque égale.

Une fois le décollement s'est étalé sur la plupart de la surface de l'adhésif, la force de traction à la traction diminue et par conséquent, la résistance de la plaque devient plus faible à cause du mauvais transfert de la charge. Les deux techniques, dans ce stade de déformation, présentent presque une bonne convergence par rapport au décollement de l'adhésif.

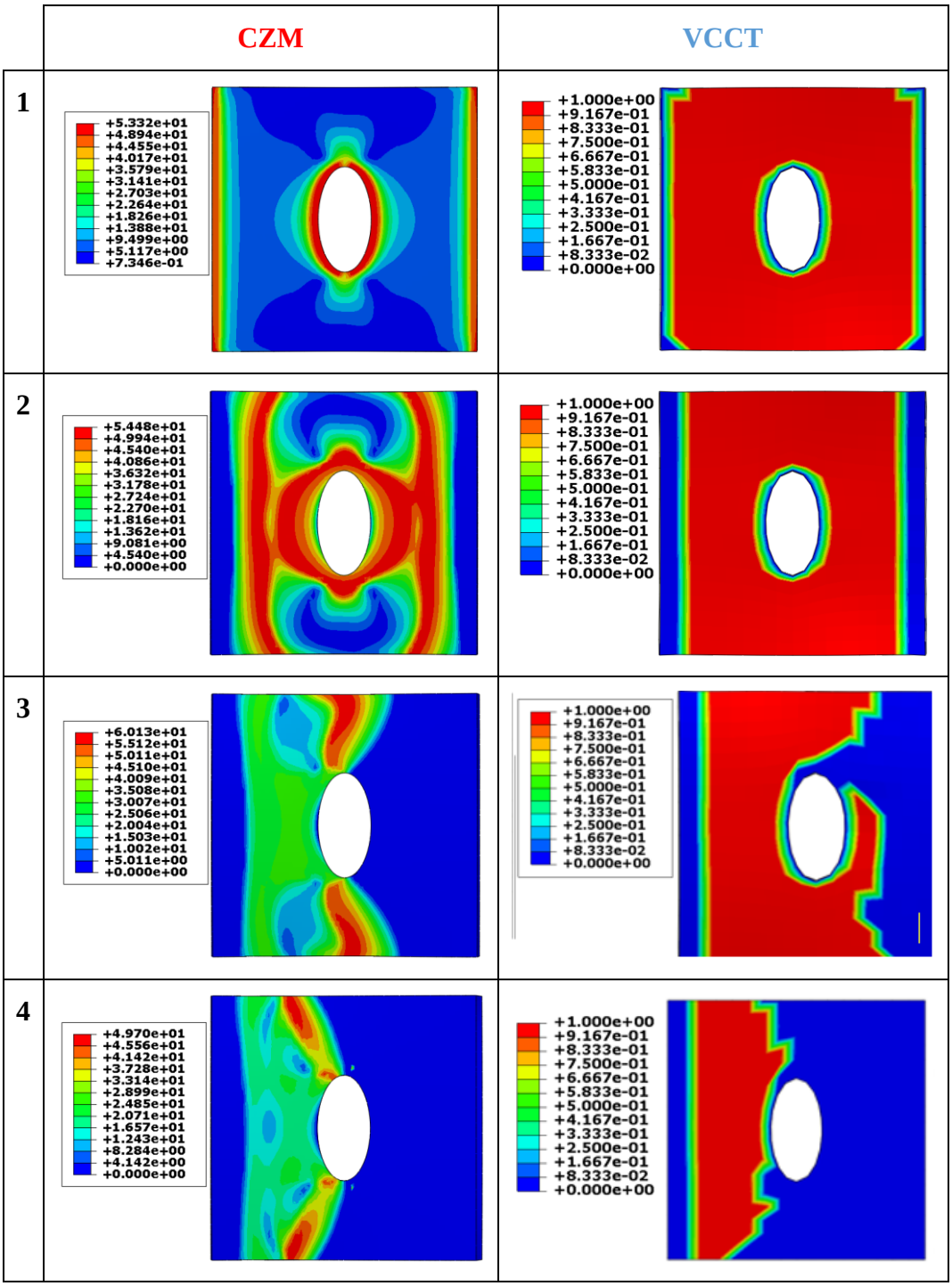


Figure IV. 38: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a/b=2).

IV.8.2.4.2 Entaille elliptique avec rapport a/b=4

Les résultats de la courbe de traction présentés dans la Figure IV. 39, montrent clairement une bonne convergence surtout en ce qui concerne la partie élastique, sauf pour la charge maximale, une légère différence est notée pour la technique CZM, alors que la technique VCCT présente une valeur plus grande vu que le décollement de l'adhésif se fait différemment que par la technique CZM, ou la propagation du décollement est un peu lente.

Par contre pour le déplacement, les deux techniques se convergent pratiquement vers la même valeur que celle de l'expérimental.

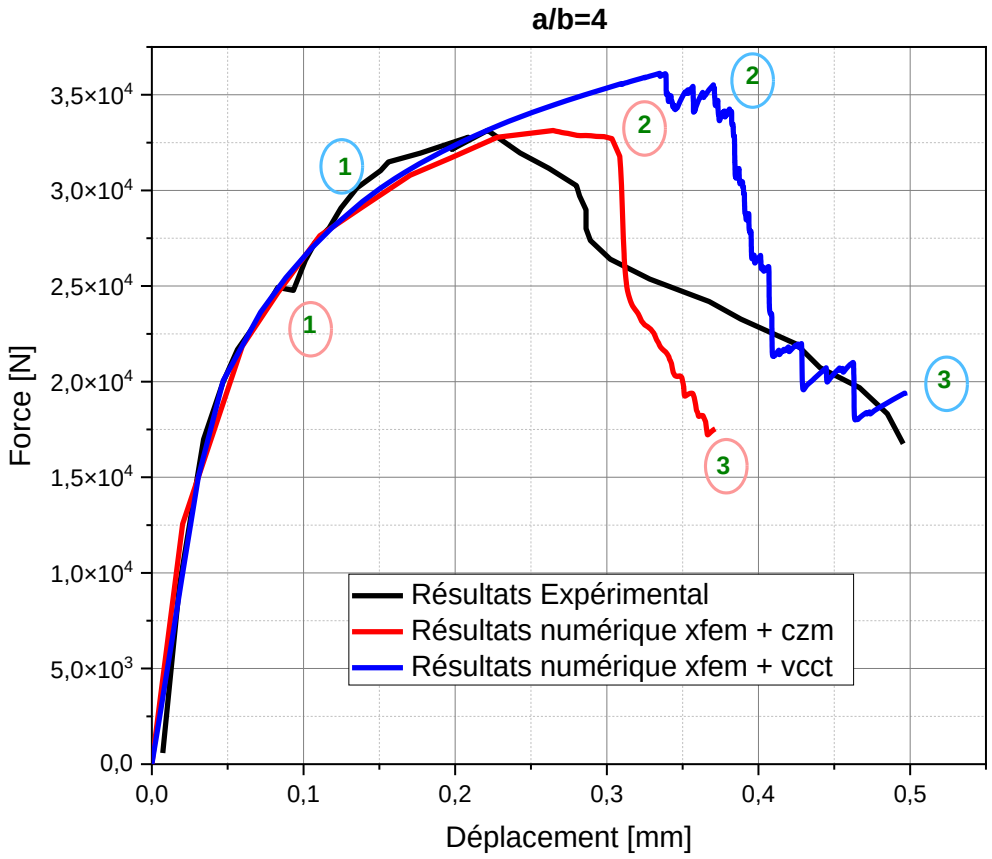


Figure IV. 39 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a/b=4 réparée par patch composite.

L'analyse du niveau de contrainte dans l'adhésif présentée dans la Figure IV. 40, montre les différentes étapes de propagation de décollement pour les deux techniques VCCT et CZM. On remarque clairement que ces deux techniques traduisent presque le même comportement de l'adhésif.

Au début de chargement, une forte zone de concentration de contrainte au niveau de l'entaille et les bords de l'adhésif.

Avec l'augmentation de la charge appliquée, le décollement se propage petit à petit (VCCT) et un peu rapidement (CZM) ce qui traduit par la faible valeur de charge maximale en traction.

Une fois dépassée la charge maximale de traction, la zone de collage sera réduite, la résistance de l'adhésif s'affaiblit plus et le transfert de charge sera minimale vu la surface de contact adhésif/plaque qui devient très réduite et donc une chute de la résistance de la structure.

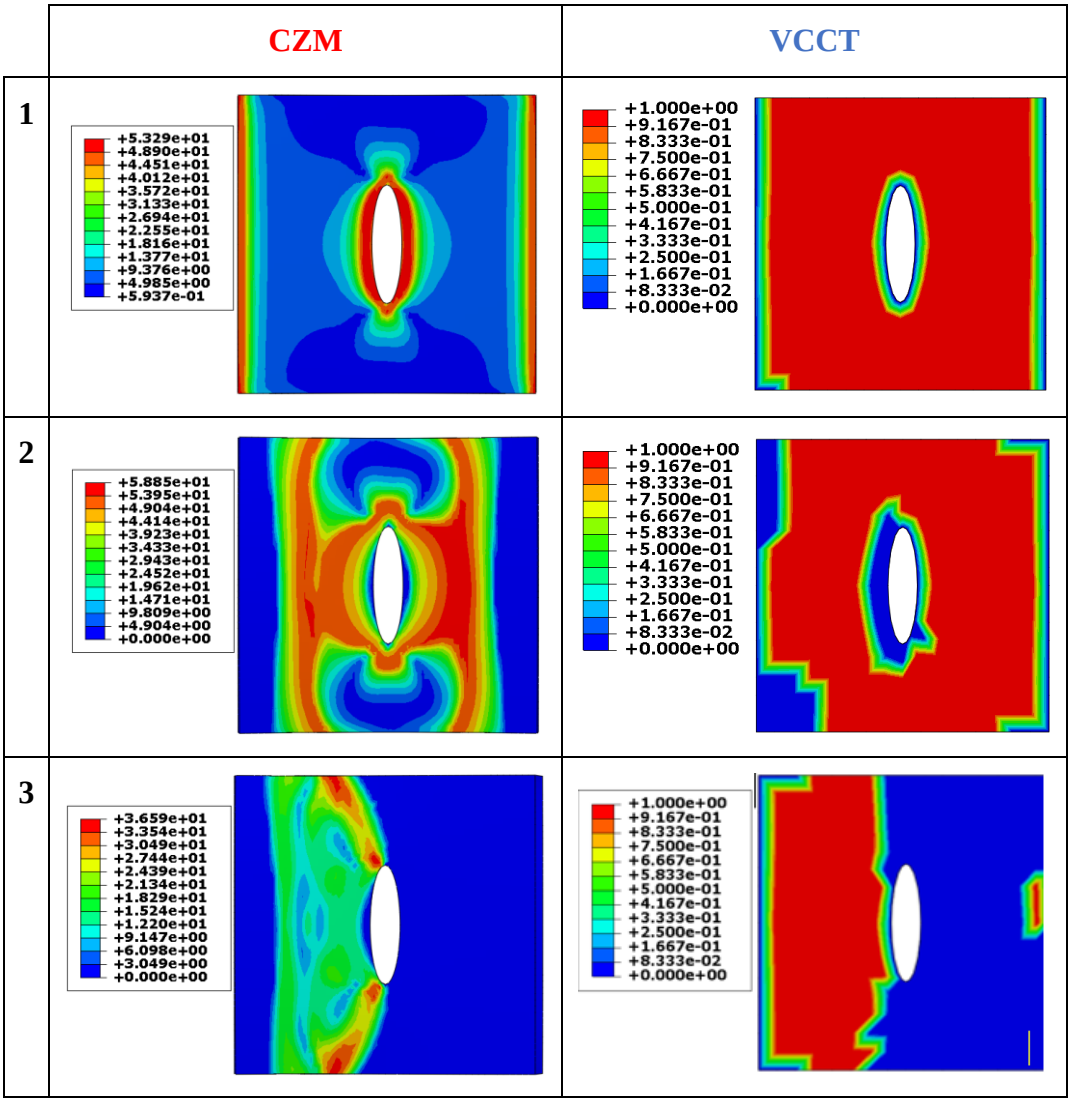


Figure IV. 40: Niveaux de contrainte de Von Mises et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme elliptique a/b=4).

IV.8.3 Patch double

IV.8.3.1 Entaille Circulaire

La réparation par patch double a montré son efficacité par rapport à une réparation par simple patch.

La résistance à la traction d'une plaque endommagée et réparée par patch double est montrée dans la Figure IV. 41. On remarque clairement que la plaque a pu avoir une résistance considérable vis-à-vis la charge appliquée, par contre une perte considérable en ductilité (expérimentale).

L'analyse par élément finis en utilisant les techniques XFEM (pour l'endommagement de la plaque) et CZM et VCCT (endommagement de l'adhésif est montré dans la Figure IV. 41). On remarque clairement une bonne concordance entre l'expérimental et le numérique, sauf que l'endommagement totale de la plaque est plus accéléré coté résultat expérimental par rapport au résultat numérique.

Les deux techniques numériques utilisées convergent vers les mêmes allures de la courbe force/déplacement, sauf que l'allongement de la structure par la technique XFEM+ VCCT est plus important que pour le cas de la technique de XFEM+CZM.

La force maximale est la même pour les deux cas de l'utilisation de deux techniques. Le décollement de l'adhésif dans le cas VCCT se fait lentement par rapport au cas de CZM.

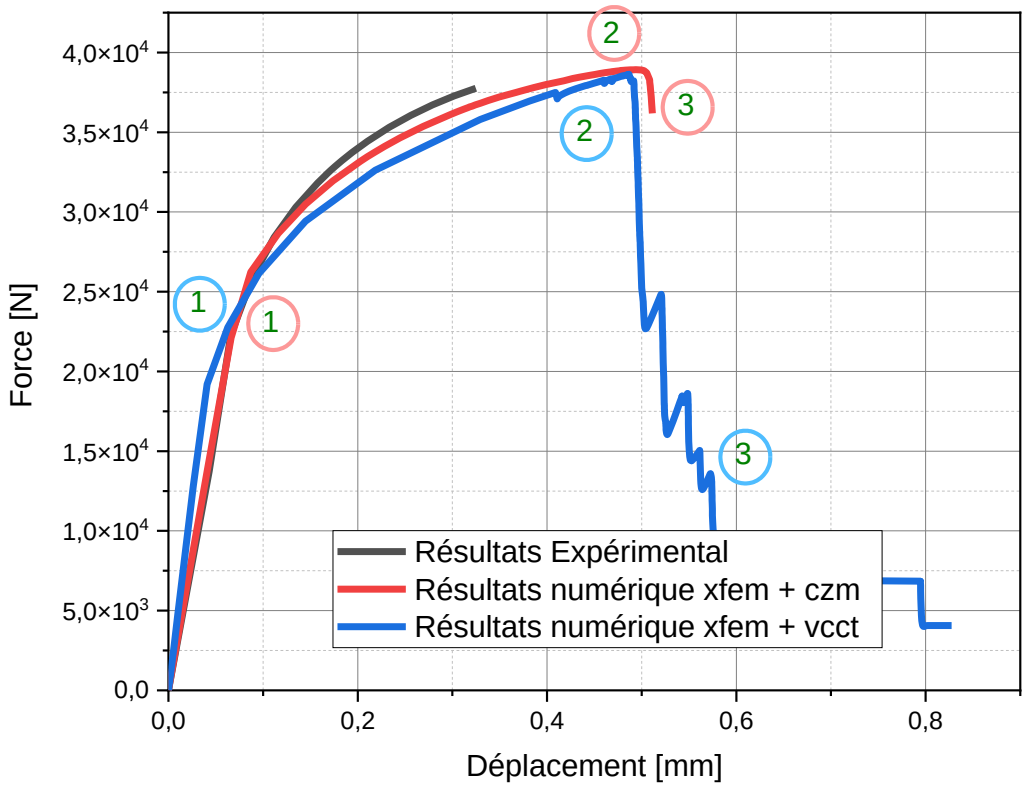


Figure IV. 41 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille circulaire réparée par un double patch composite.

Le niveau de contrainte dans l'adhésif est montré dans la Figure IV. 42, où on peut remarquer facilement les zones de fortes concentrations qui induisent selon la valeur de charge appliquée, le décollement de l'adhésif.

Au début de la charge appliquée, la répartition des contraintes n'est pas homogène suivant la surface de l'adhésif, une forte concentration de contrainte au niveau des deux bords et au voisinage de l'entaille.

Cette répartition est la même pour les deux techniques utilisées (CZM et VCCT).

Une fois la charge appliquée est suffisante pour déclencher l'endommagement de l'adhésif, la surface de collage est réduite petit à petit au fur et à mesure que la charge appliquée augmente. Le transfert de charge la zone endommagée vers le patch reste actif vu que la réparation est de double coté.

La valeur de la charge appliquée est importante ce qui provoque à la structure endommagée une bonne résistance.

Une fois on atteint la charge maximale de traction, l'adhésif sera actif sur une petite surface (CZM) par contre pour la technique (VCCT), l'adhésif présente plus de surface active, la structure continue à résister à la charge appliquée, même si la force diminue, l'allongement de la structure est important.

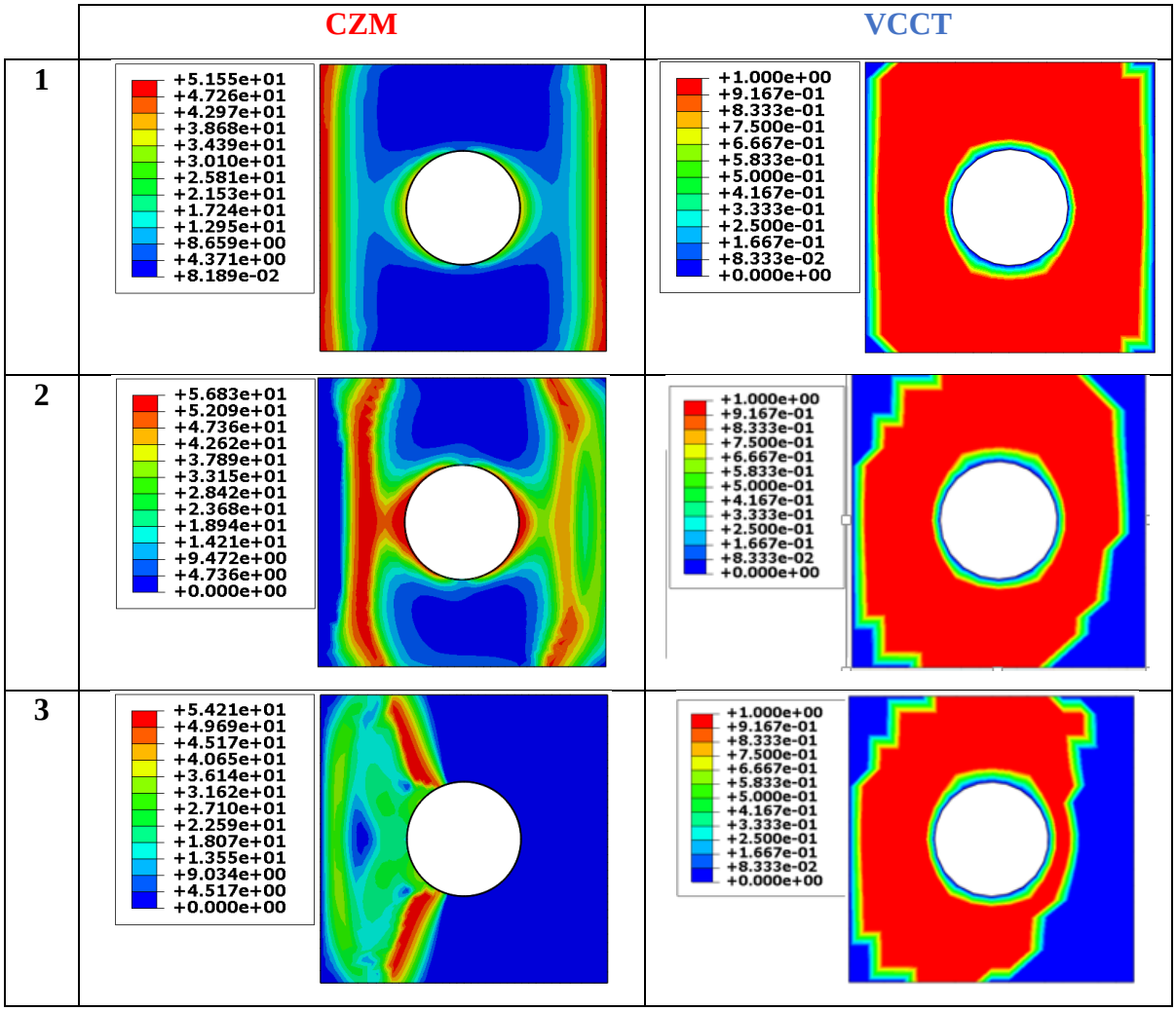


Figure IV. 42: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme circulaire).

IV.8.3.2 Entaille rainure

Pour l'entaille rainure, la résistance de la plaque en présence d'une double réparation est importante vis-à-vis la charge appliquée (Figure IV. 43). Les deux techniques utilisées (CZM et VCCT) pour l'endommagement de l'adhésif convergent parfaitement avec le résultat issus de l'expérimental.

La force maximale de traction est pratiquent le même pour les trois courbes, sauf que l'allongement maximal est plus important dans le cas de l'utilisation de la technique VCCT.

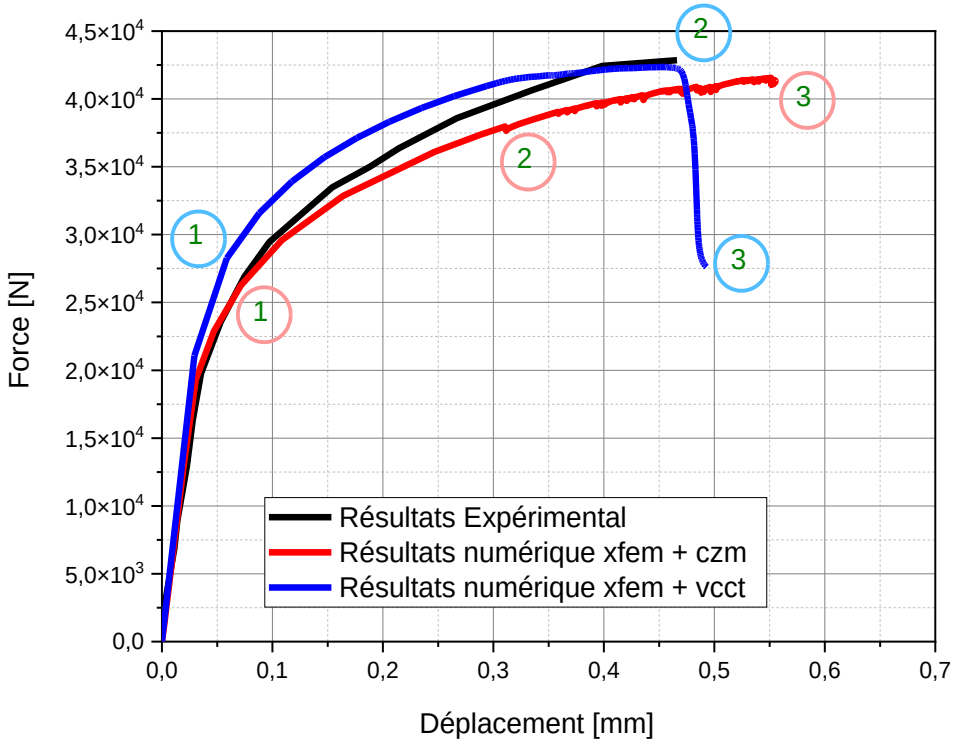


Figure IV. 43 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille rainure réparé par un double patch composite.

L'analyse de décollement de l'adhésif (Figure IV. 44) montre clairement les étapes de l'endommagement de l'adhésif avec la variation de la charge appliquée.

Pour une charge appliquée même importante, l'adhésif transfert bien les contraintes de la zone endommagée vers le patch. L'adhésif présente moins de sollicitation que pour le cas d'une réparation par patch simple. Le comportement de l'adhésif par simulation numérique est semblable pour l'utilisation des deux techniques (CZM et VCCT).

Si on augmente la charge, la zone de forte concentration de contrainte s'est décalée vers l'intérieur de la surface de collage. Alors qu'au niveau des deux bords s'est déclenchée le décollement de l'adhésif et par conséquent, la surface de collage active est réduite.

Une Zone de décollement de taille minimale est notée au voisinage de l'entaille.

L'adhésif résiste bien au chargement et continue à transférer la charge vers le patch, ce qui se traduit par une augmentation de force appliquée sur la courbe de traction.

Une fois on attient la charge maximale à la traction, l'adhésif présente une petite surface de contact avec la zone endommagée ce qui minimise le transfert de charge, le décollement se propage rapidement pour atteindre la totalité de la surface de collage, le patch absorbe moins de contraintes selon la petite surface de l'adhésif et donc la forte concentration de contrainte au voisinage de l'entaille provoque l'amorçage d'une fissure au niveau de l'entaille.

Par contre pour la technique VCCT, l'adhésif continue à être active selon une surface plus importante puisque pour cette technique le décollement est moins rapide, ce qui traduit par un allongement important de la structure.

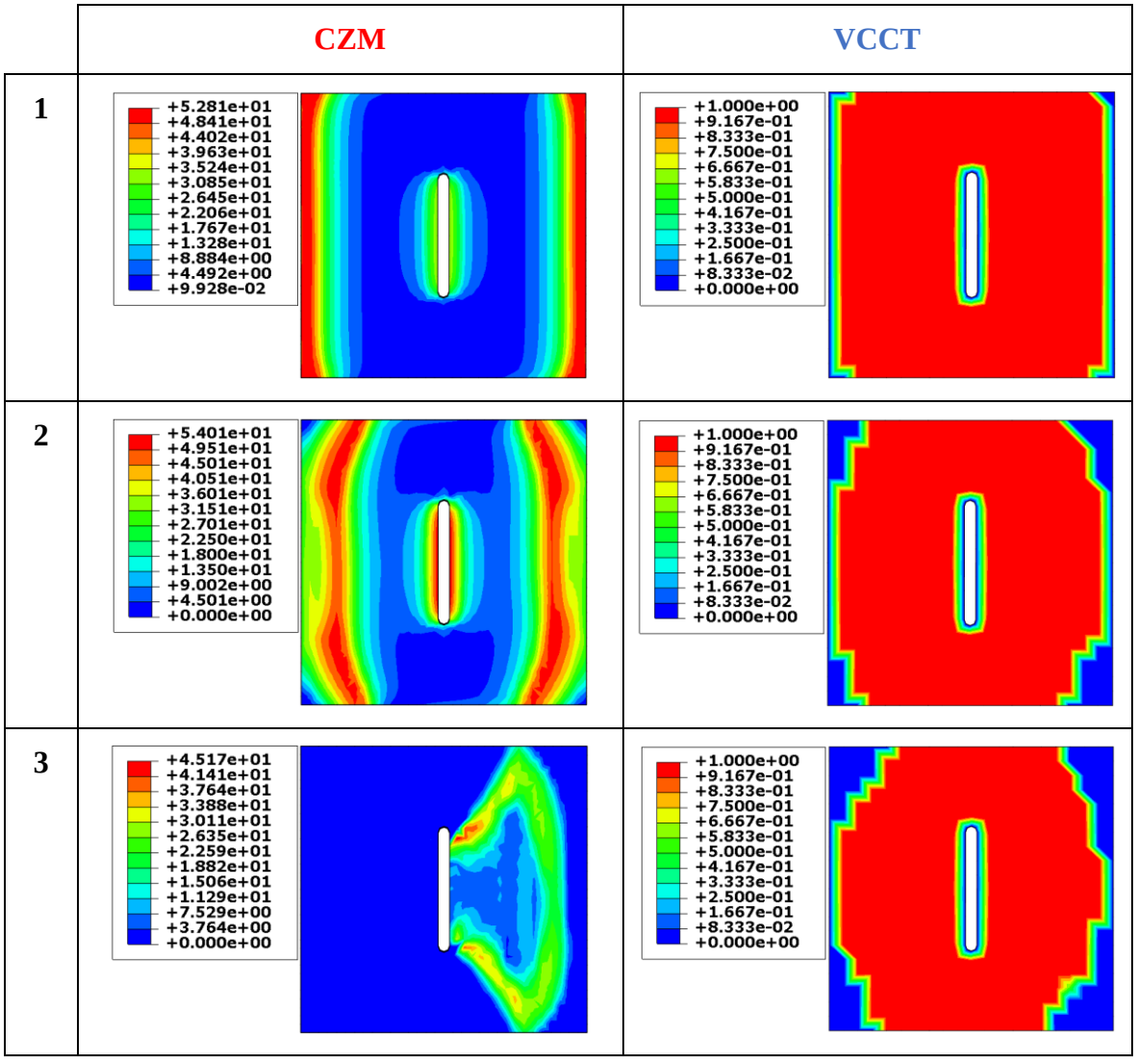


Figure IV. 44: Niveaux de contraintes de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme rainure).

IV.8.3.3 Entaille double V

La variation de la force appliquée en fonction du déplacement pour la structure avec entaille latérale V réparée par double patch est présentée dans la Figure IV. 45 .

On remarque clairement que pour cette forme d'entaille, la résistance de la plaque est minimale par rapport aux autres formes d'entailles.

Même si la réparation est efficace pour les structures avec entaille centrale de différentes formes, la présence d'une entaille latérale engendre moins de transfert de charge.

L'analyse numérique de l'endommagement de la structure en utilisant les deux techniques (XFEM+CZM) ou (XFEM+VCCT) montre une bonne concordance avec l'expérimental sauf que la valeur de la force maximale présente une légère différence selon la technique utilisée par rapport à la valeur issue de l'expérimental.

Par contre, l'allongement maximal est totalement différent. Une valeur importante est observée pour la technique (XFEM+VCCT).

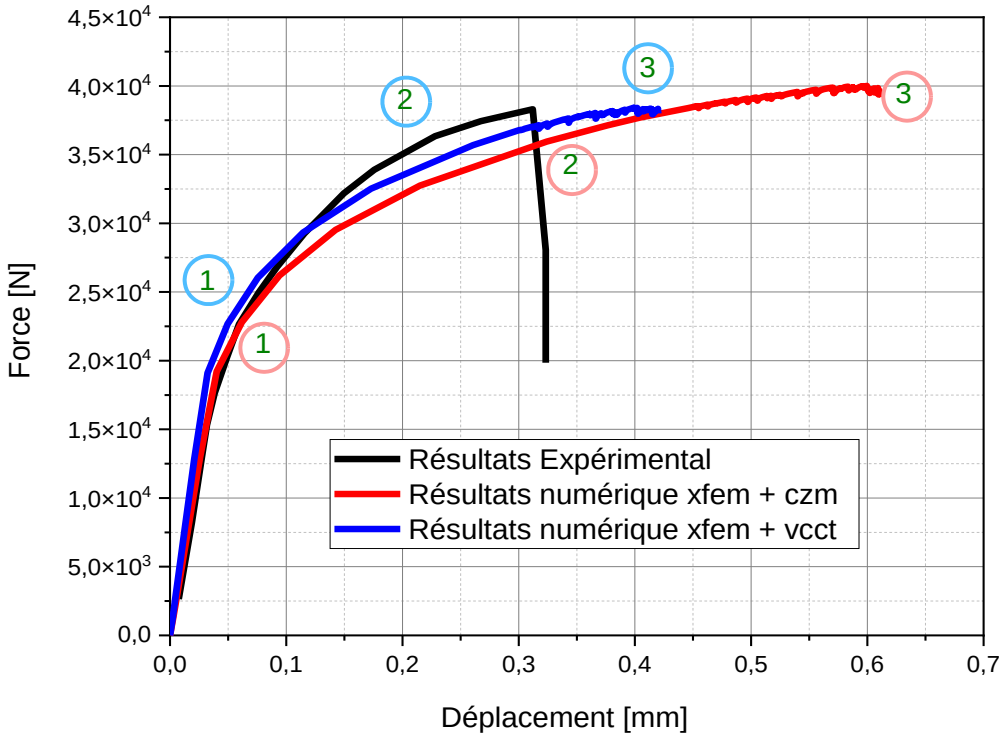


Figure IV. 45 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille V réparée par un double patch composite.

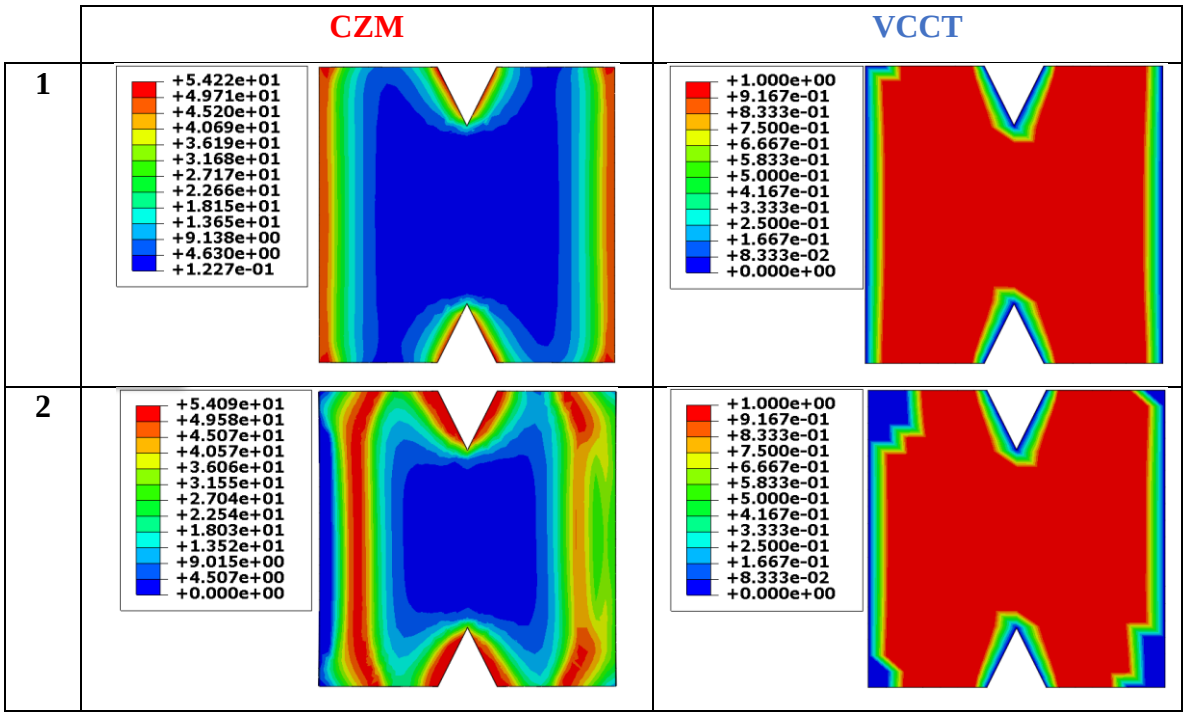
L'analyse de la courbe de traction est liée directement au décollement de l'adhésif (Figure IV. 46). Les deux techniques utilisées pour l'endommagement de l'adhésif (VCCT ou CZM) traduisent de la même manière. Les étapes de décollement de l'adhésif suivant la valeur de la charge appliquée.

Au début de chargement, les deux techniques montrent une bonne concordance du comportement de l'adhésif. Des fortes zones de concentrations de contraintes au niveau des deux bords de l'adhésif et au voisinage de l'entaille.

L'adhésif présente plus de surface que pour le cas de réparation des autres formes d'entailles.

Si la contrainte appliquée augmente, une interaction entre la zone de fortes concentrations de contraintes (celle des deux bords avec celle de l'entaille) puisqu'une zone de décollement s'est déclenchée au niveau des deux bords.

Une fois on atteint une valeur maximale de chargement, la technique CZM présente un décollement rapide de l'adhésif. D'où la surface active qui transfert la charge sera réduite ce qui provoque un endommagement rapide de la structure. Par contre, pour le cas de la technique VCCT, le décollement se fait petit à petit en se propageant du bords vers l'entaille, ce qui se traduit par plus de zone actif de l'adhésif et donc la structure continue à résister à la charge appliquée, donnent ainsi un allongement maximal.



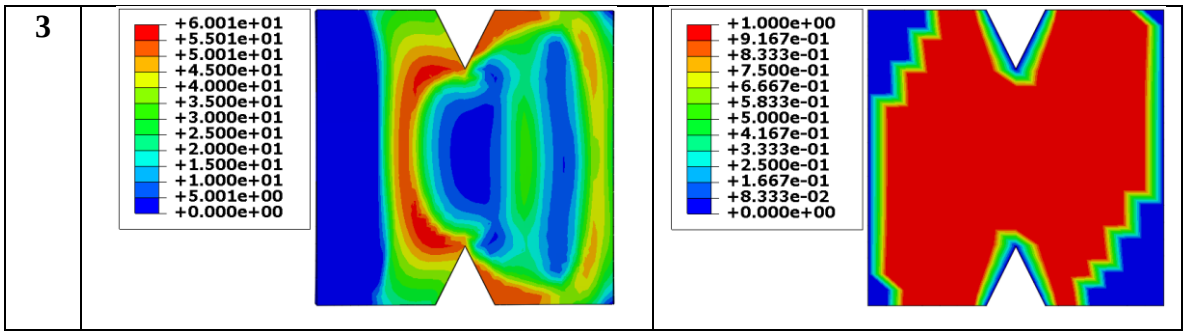


Figure IV. 46: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille de forme V).

IV.8.3.4 Entaille elliptique

IV.8.3.4.1 Entaille elliptique avec rapport a/b=2

Pour l'entaille de forme elliptique, la réparation par double patch améliore nettement la tenue mécanique de la structure en lui rendant presque sa résistance à la traction, par contre l'allongement à la rupture est trop réduit du fait que la structure devient trop rigide (Figure IV. 47). L'analyse numérique en utilisant la combinaison des deux techniques (XFEM+ CZM ou bien XFEM+ VCCT) convergent très bien avec le résultat de l'expérimental de la courbe force-allongement.

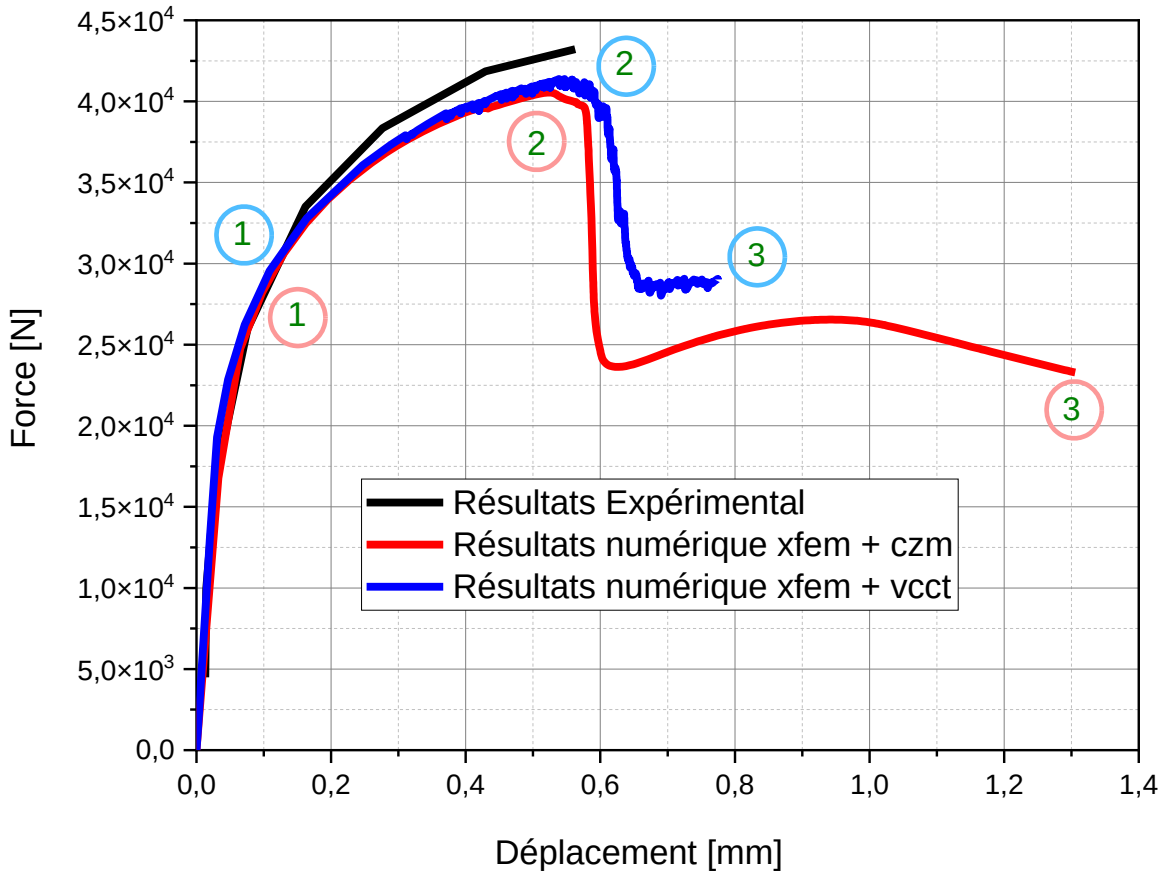


Figure IV. 47 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a//b=2 réparée par un double patch composite.

Les deux techniques donnent presque la même valeur de la force maximale de traction qui est un peu différente que celle issues de l'expérimental. D'autre part, l'allongement à la rupture est minimal dans le cas du résultat expérimental par rapport aux résultats numériques.

Dans la pratique une fois le décollement atteint une surface suffisante pour que l'adhésif devient inactif la rupture de la structure est immédiate ; par contre en numérique et puisque la surface de contact est parfaite d'une part avec la plaque et de l'autre côté avec le patch, même si le décollement atteint une surface importante la structure continue à résister à la charge appliquée.

L'analyse du décollement de l'adhésif et par conséquent son endommagement est présenté sur la Figure IV. 48. On remarque clairement qu'en début de chargement le comportement de l'adhésif est semblable de part et d'autre des deux techniques, les zones de forte concentration de contrainte sont bien localisées au niveau des deux bords et au voisinage de l'entaille.

Si la charge appliquée est importante, la zone de forte concentration de contrainte s'est décalée vers le centre de l'adhésif, et le décollement est bien visible. Il s'amorce au niveau des deux bords et légèrement au niveau de l'entaille.

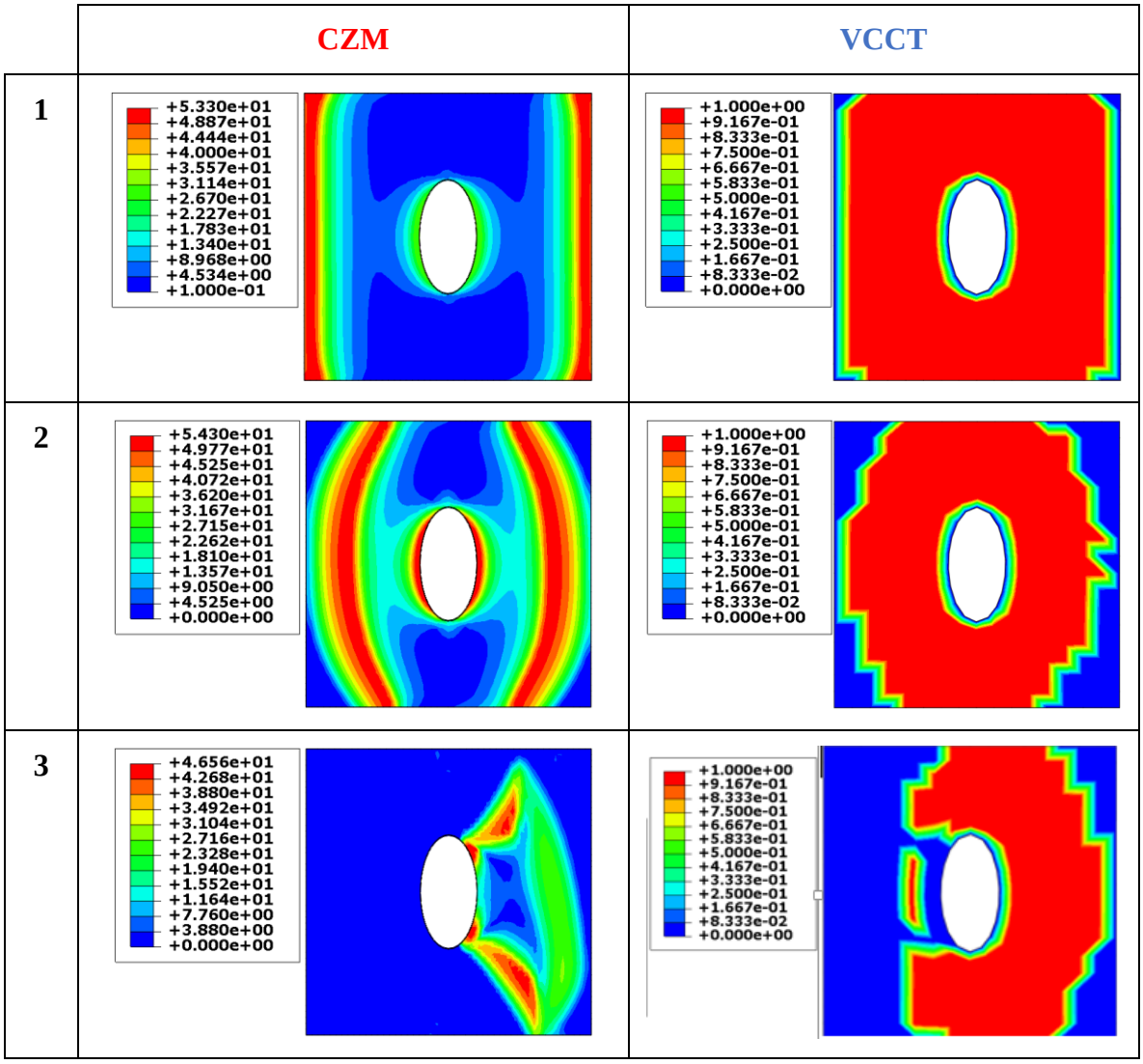


Figure IV. 48: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille elliptique a//b=2).

Les deux techniques utilisées convergent vers la même situation de l'adhésif pendant son endommagement. La propagation de l'endommagement par la technique XFEM+CZM est plus rapide que celle de la technique XFEM+VCCT. Une fois on dépasse la charge maximale, l'adhésif sera actif qu'en petite surface donnant lieu à une faible résistance de la structure.

IV.8.3.4.2 Entaille elliptique avec rapport a/b=2

Pour l'entaille elliptique de rapport a/b=4; la résistance de la structure en présence de double patch est bien améliorée, une charge maximale avec un déplacement minimal. La valeur de la

charge maximale est un peu faible que celle du cas de l'entaille a/b=2. Cette forme d'entaille est aigue est représente un danger pour la structure, la concentration de contrainte est plus importante.

Les résultats de l'analyse numérique en utilisant les techniques combinées XFEM+CZM ou XFEM+VCCT sont en bonne concordance avec celle de l'expérimentale coté force maximale et déplacement maximal (Figure IV. 49).

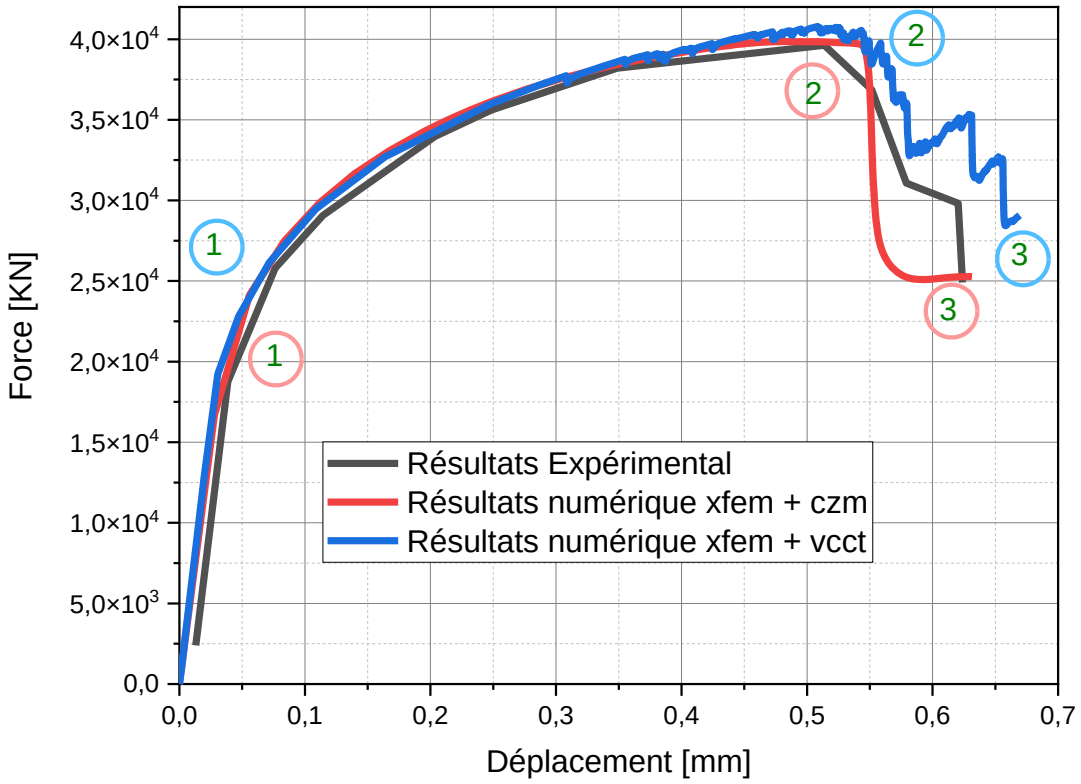


Figure IV. 49 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque avec entaille elliptique a//b=4 réparée par un double patch composite.

L'analyse du niveau de contrainte dans le joint d'adhésif présenté dans la Figure IV. 50 montre clairement que les différentes étapes de la répartition des zones de forte concentration de contraintes dans l'adhésif jusqu'à son endommagement sont pratiquement les mêmes en utilisant les deux techniques combinées XFEM+CZM ou XFEM+VCCT

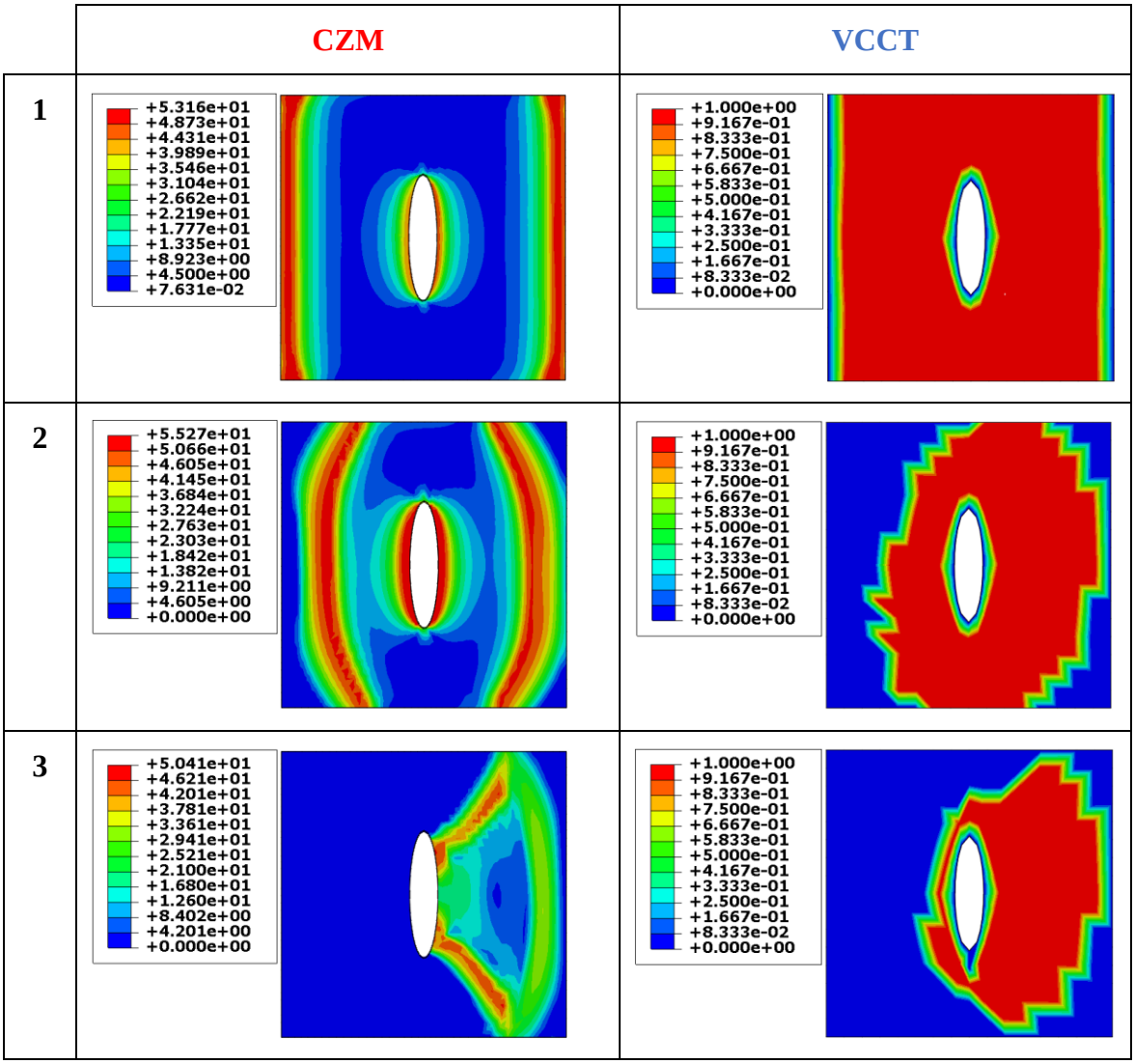


Figure IV. 50: Niveaux de contrainte de Von Mises dans la plaque et niveau de décollement dans l'adhésif pour différents niveaux de charges appliquées (entaille elliptique a//b=4).

IV.9 L'utilisation d'un matériau hybride

Actuellement, les composites hybrides présentent un nouveau concept de matériaux qui consistent principalement en une alternance de métal et de composite (fibres unidirectionnelles). Cette combinaison métal/fibre offre des propriétés mécaniques remarquables tout en assurant légèreté versus résistance.

On a essayé en premier lieu d'analyser l'effet de la nature du patch composite dans la réduction de contrainte dans la plaque endommagée, on a pris en considération un patch en composite carbone/époxyde et un autre patch en aluminium de même nature que la plaque. La forme de l'entaille est circulaire centrale.

Le résultat de la courbe de traction en utilisant la combinaison des deux techniques XFEM et VCCT pour la plaque endommagée et réparée par les deux natures du patch est présenté dans la Figure IV. 51.

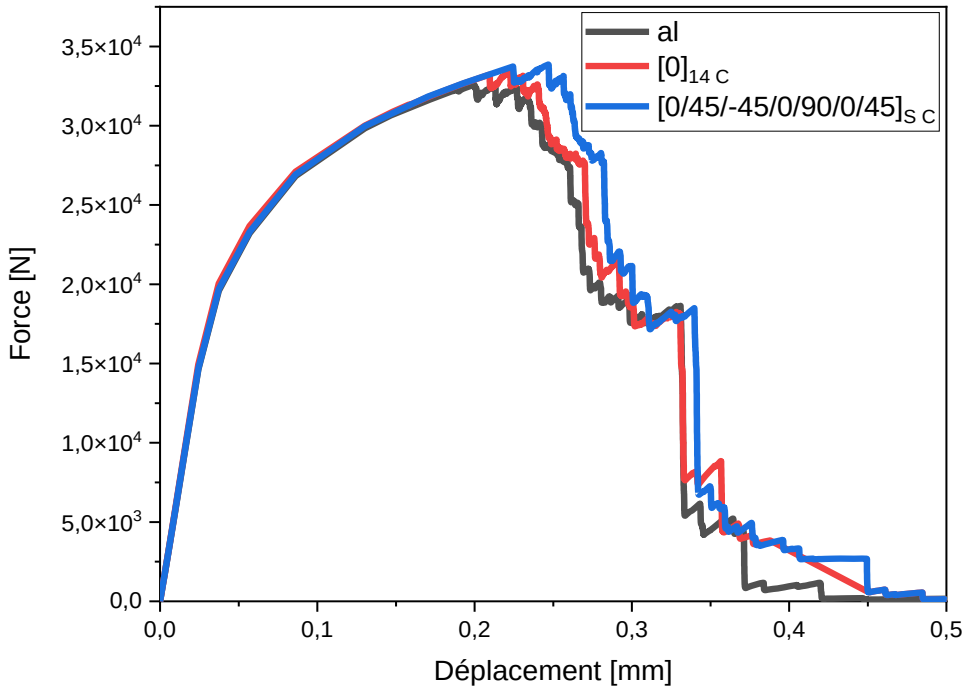


Figure IV. 51 : Courbe Force-Déplacement pour une plaque réparée par patch simple de différentes natures.

En utilisant un patch en carbone/époxyde, la résistance de la plaque endommagée augmente et présente pratiquement la même allure que si on change l'orientation des fibres dans les différentes couches du patch. Il faut à noter que il est important que les couches extérieures en contact avec l'adhésif doivent être orientées a zéro degré.

La réparation par un patch en aluminium apporte aussi une bonne résistance à la plaque endommagée mais qui reste un peu faible que pour le cas d'une réparation par patch en carbone/epoxyde.

En analysant la valeur de la contrainte de pelage dans le patch metallique ou en composite (Figure IV. 52).

On remarque clairement que le patch en aluminium présente plus de contraintes que le patch en composite, cependant il n'apporte pas une bonne réparation que pour le cas d'un patch en composite. Le patch métallique est trop rigide et il se déforme en même temps que la plaque.

En changeant la séquence d'empilement, le patch en composite apporte un minimum de la valeur de contrainte de pelage.

En augmentant la contrainte appliquée, la valeur de la contrainte de pelage dans les différents patches augmente considérablement mais qui reste trop faible par rapport à la résistance du patch.

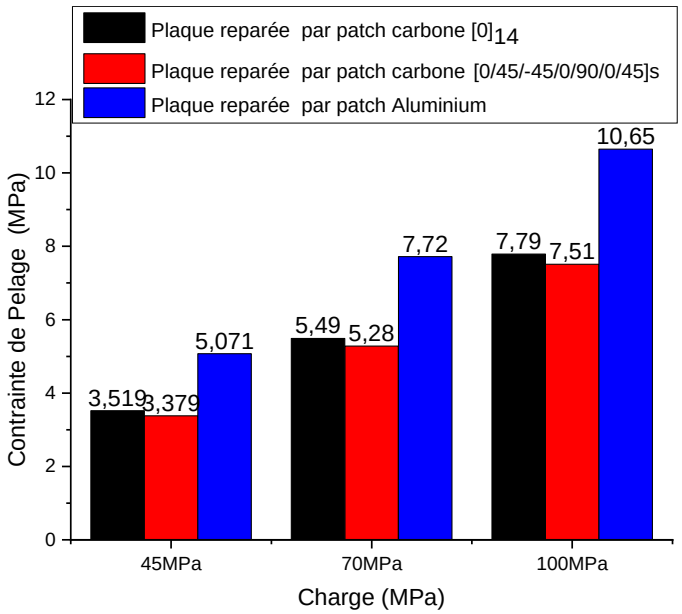


Figure IV. 52: Variation de la contrainte de pelage pour les différentes natures du patch et pour différentes charges appliquées.

On a essayé de combiner entre les deux natures métal/composite pour un patch de réparation de sorte que les couches en aluminium varie par rapport aux couches de bases en carbone/époxyde. Et de la même manière, on a essayé de présenter un patch à base d'aluminium avec des couches en carbone (Figure IV. 53).

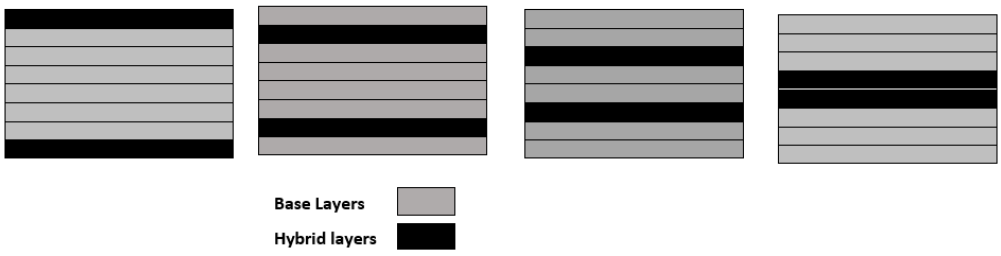


Figure IV. 53: Différentes configurations du matériau hybride.

La courbe de traction pour le cas de l'utilisation d'un patch hybride est présentée dans la Figure IV. 54.

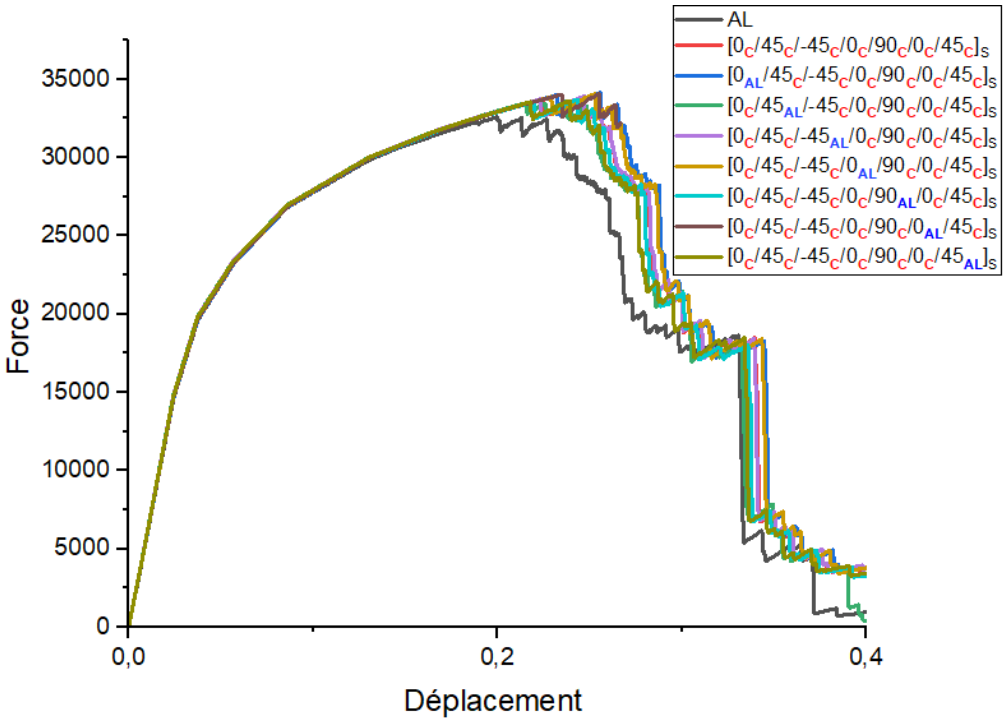


Figure IV. 54: Courbe Force-Déplacement pour une plaque réparée par patch hybride.

Pour ce cas de réparation par patch hybride, la présence d'une couche métallique dans le patch a base en composite, n'a que peu d'influence sur la résistance de la plaque endommagée.

Le renforcement du patch d'aluminium par des couches de composite carbone provoque une modification des propriétés mécaniques du patch et donc une modification de la contrainte de von Mises dans l'adhésif en fonction de la position de la couche de carbone. Si la couche de carbone est à l'extérieur de la plaque en contact avec l'adhésif, la résistance de la plaque est meilleure. D'autre part, un transfert de contraintes important dans la couche adhésive. Cependant, si les couches de carbone sont à l'intérieur de la plaque hybride, le transfert de charge à l'adhésif est significativement plus faible et donc les valeurs de contrainte de Von Mises sont faibles (Figure IV. 55). De la même manière si les couches en aluminium se trouvent dans le composite à base de carbone, les propriétés mécaniques élevées du composite influence de manière significative sur celle de l'aluminium et de ce fait les contraintes dans la plaque restent toujours faibles et ce quel que soit la position de la couche en aluminium par rapport aux

couches de carbone de base. Si la couche d'aluminium se trouve à l'intérieur du patch, la valeur de la contrainte de Von mises dans la plaque est la plus faible.

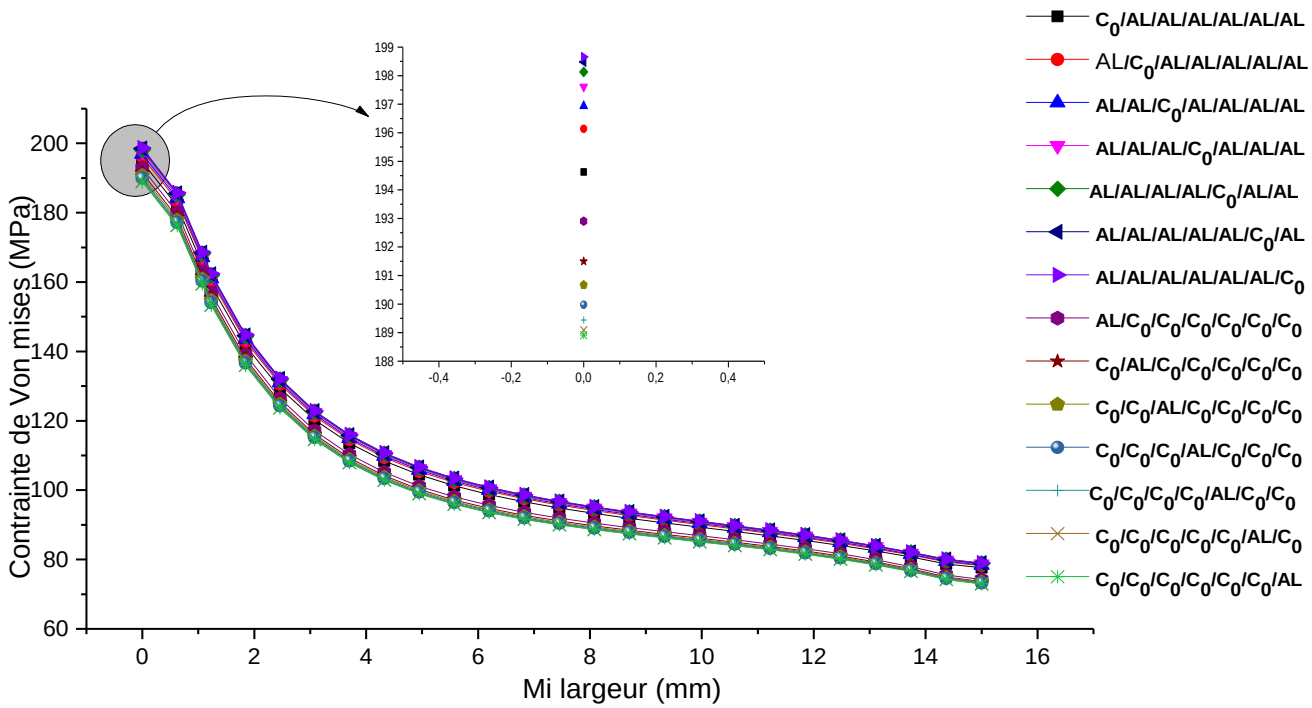
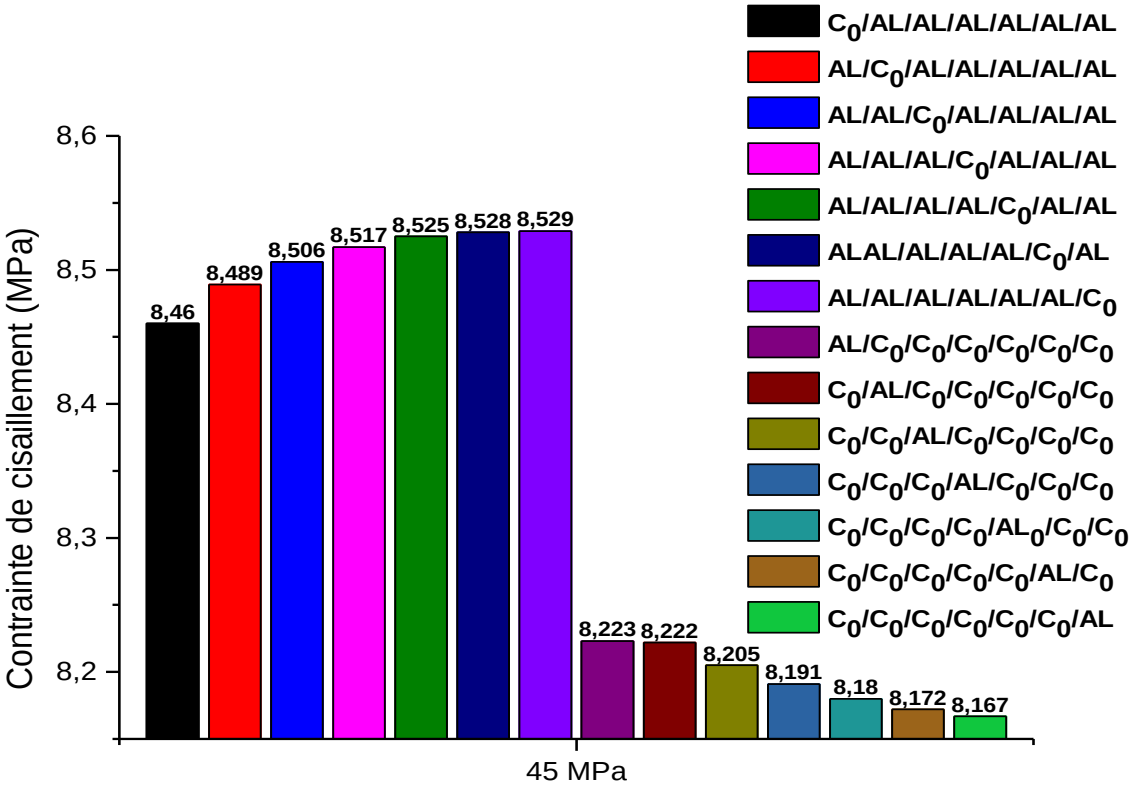
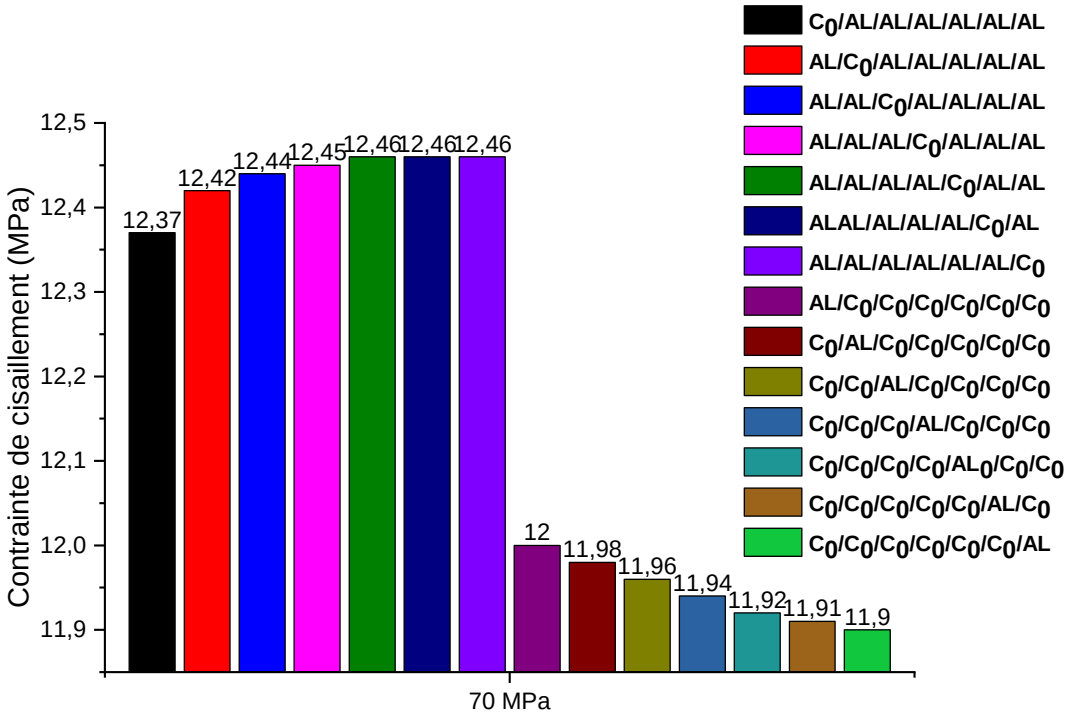


Figure IV. 55 : Variation des contraintes de Von mises suivant la mi-largeur pour une plaque avec réparation simple patch hybride pour différentes configurations de renforcement.

L'analyse de la valeur de contrainte de cisaillement dans le joint d'adhésif est présenté dans la Figure IV. 56. On remarque clairement que la présence d'une couche en carbone dans le patch a base métallique réduit la valeur de la contrainte de Von mises essentiellement si la couche en carbone est en contact avec l'adhésive. Cependant pour le cas de patch à base composite, la présence d'une couche métallique n'influence pas la valeur de la contrainte de cisaillement dans le joint d'adhésif, une légère augmentation de cette valeur est notée dans le cas où la couche métallique est en contact avec l'adhésif.


Contrainte de cisaillement (MPa)
8,6
8,5
8,4
8,3
8,2
8,46
8,489
8,506
8,517
8,525
8,528
8,529
8,223
8,222
8,205
8,191
8,18
8,172
8,167
45 MPa
C0/AL/AL/AL/AL/AL/AL
AL/C0/AL/AL/AL/AL/AL
AL/AL/C0/AL/AL/AL/AL
AL/AL/AL/C0/AL/AL/AL
AL/AL/AL/AL/C0/AL/AL
ALAL/AL/AL/AL/C0/AL
AL/AL/AL/AL/AL/AL/C0
AL/C0/C0/C0/C0/C0/C0
C0/AL/C0/C0/C0/C0/C0
C0/C0/AL/C0/C0/C0/C0
C0/C0/C0/AL/C0/C0/C0
C0/C0/C0/C0/AL0/C0/C0
C0/C0/C0/C0/C0/AL/C0
C0/C0/C0/C0/C0/C0/AL


Contrainte de cisaillement (MPa)
12,5
12,4
12,3
12,2
12,1
12,0
11,9
12,37
12,42
12,44
12,45
12,46
12,46
12,46
12
11,98
11,96
11,94
11,92
11,91
11,9
70 MPa
C0/AL/AL/AL/AL/AL/AL
AL/C0/AL/AL/AL/AL/AL
AL/AL/C0/AL/AL/AL/AL
AL/AL/AL/C0/AL/AL/AL
AL/AL/AL/AL/C0/AL/AL
ALAL/AL/AL/AL/C0/AL
AL/AL/AL/AL/AL/AL/C0
AL/C0/C0/C0/C0/C0/C0
C0/AL/C0/C0/C0/C0/C0
C0/C0/AL/C0/C0/C0/C0
C0/C0/C0/AL/C0/C0/C0
C0/C0/C0/C0/AL0/C0/C0
C0/C0/C0/C0/C0/AL/C0
C0/C0/C0/C0/C0/C0/AL

.

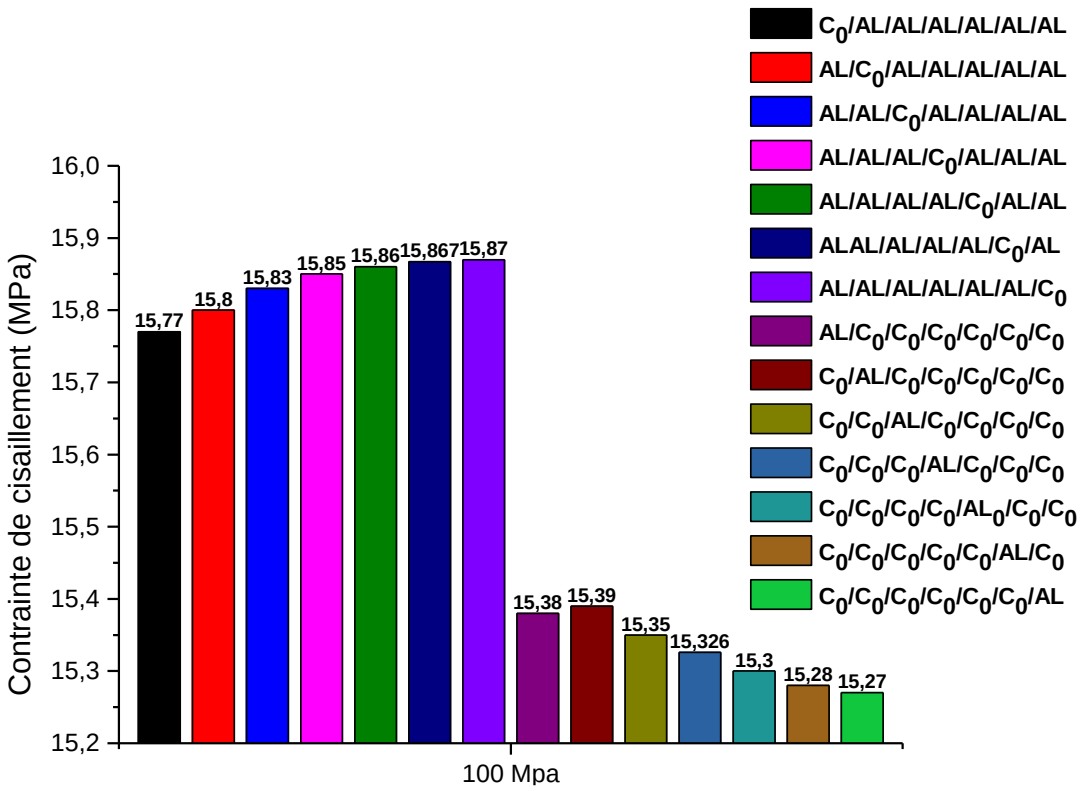


Figure IV. 56 : Variation des contraintes de cisaillement dans le joint adhésif pour une plaque avec réparation hybride simple pour des configurations de renforcement.

Si on augmente la charge appliquée, la valeur de la contrainte de cisaillement augmente considérablement, et l'effet de la présence d'un patch hybride apparait clairement.

IV.10 Conclusion

Dans cette étude, une simulation numérique est utilisée basée sur la technique des éléments finis étendus (XFEM) pour l'endommagement de la plaque et les techniques CZM et VCCT pour l'endommagement de l'adhésif. Il a été montré que :

- La forme de l'entaille a un important effet sur la résistance de la plaque.
- La forme aigue de l'entaille présente plus de danger en réduisant énormément la résistance de la plaque
- La réparation de ce genre d'entaille est d'une importance capitale afin d'assurer une longue durée de vie en service.

- Quel que soit la forme d'entaille, le patch de réparation améliore nettement la résistance de la plaque par la réduction de la forte concentration de contraintes. Si la charge appliquée est trop élevée, une réparation par double patch est essentielle.
- La combinaison des techniques XFEM+CZM et XFEM+VCCT présente une bonne concordance en terme courbe force déplacement avec celle issue de l'expérimentale.
- L'analyse du décollement de l'adhésif présente les mêmes étapes si on modélise l'adhésif par la technique VCCT ou CZM.
- L'utilisation d'un patch hybride améliore la résistance de la plaque et réduit les contraintes dans le joint d'adhésif.

IV.11 Références

[1] B. Chapuis, D. Osmont, N. Terrien, et D. Royer, « Contrôle santé intégré de patchs composites collés sur des structures métalliques par ondes de Lamb ».

[2] M.-L. Pastor, X. Balandraud, M. Grédiac, et J.-L. Robert, « On the fatigue response of aluminium specimens reinforced with carbon–epoxy patches », Composite Structures, vol. 83, no 3, p. 237-246, mai 2008, doi: 10.1016/j.compstruct.2007.10.038.

[3] « Concentration de contraintes », Techniques de l'Ingénieur. https://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/mecanique-th7/calcul-et-modelisation-en-mecanique-42178210/concentration-de-contraintes-bm5040/ (consulté le 26 janvier 2023).

[4] H. Neuber, « Theory of Stress Concentration for Shear-Strained Prismatical Bodies With Arbitrary Nonlinear Stress-Strain Law », Journal of Applied Mechanics, vol. 28, no 4, p. 544-550, déc. 1961, doi: 10.1115/1.3641780.

[5] W. D. Pilkey et R. E. Peterson, Peterson's stress concentration factors, 2nd ed. New York: Wiley, 1997.

[6] A. R. Torabi, « The Equivalent Material Concept: Application to failure of O-notches », Engineering Solid Mechanics, vol. 1, p. 129-140, janv. 2013, doi: 10.5267/j.esm.2013.09.005.

[7] M. Ayatollahi, F. Berto, A. Campagnolo, P. Gallo, et K. Tang, « Review of local strain energy density theory for the fracture assessment of V-notches under mixed mode loading », Engineering Solid Mechanics, vol. 5, no 2, p. 113-132, 2017.

[8] F. Berto, J. Torgersen, et A. Campagnolo, « A review of the fatigue strength of structural materials under multiaxial loading in terms of the local energy density », Engineering Solid Mechanics, vol. 5, no 4, p. 245-270, 2017.

[9] A. R. Torabi et B. Hosseini, « Large plasticity induced crack initiation from U-notches in thin aluminum sheets under mixed mode loadin », Engineering Solid Mechanics, vol. 5, p. 39-60, janv. 2017, doi: 10.5267/j.esm.2016.10.001.

[10] A. Baker, N. Rajic, et C. Davis, « Towards a practical structural health monitoring technology for patched cracks in aircraft structure », Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 40, no 9, p. 1340-1352, sept. 2009, doi: 10.1016/j.compositesa.2008.09.015.

[11] A. Baker, « Structural Health Monitoring of a Bonded Composite Patch Repair on a Fatigue-Cracked F-111C Wing », DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANISATION VICTORIA (AUSTRALIA) AIR VEHICLES DIV, mars 2008. Consulté le: 31 janvier 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA485406

[12] A. Baker et R. Jones Ac, Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure. 2002. doi: 10.1016/B978-008042699-0/50003-6.

[13] E. Ergun, S. Taşgetiren, et M. Topçu, « Fatigue and fracture analysis of aluminum plate with composite patches under the hygrothermal effect », Composite Structures, vol. 92, no 11, p. 2622, 2010.

[14] R. Pyles, Aging aircraft: USAF workload and material consumption life cycle patterns. Santa Monica, CA: Rand, 2003.

[15] Read « Aging of U.S. Air Force Aircraft: Final Report » at NAP.edu. doi: 10.17226/5917.

[16] D. Groner et D. Groner, « U.S. Air Force aging aircraft corrosion », in 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi: 10.2514/6.1997-1364.

[17] « Bureau of Accident Investigation, Aircraft Accident Report: Aloha Airlines Flight 243, Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988. Report No. NTSB/AAR-89/o3, National Transportation and Safety Office, Washington, 14 June 1989. - ».

[18] « Extended finite element method for three-dimensional crack modelling - Sukumar - 2000 - International Journal for Numerical Methods in Engineering - Wiley Online Library ». https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/1097-0207%2820000820%2948%3A11%3C1549%3A%3AAID-NME955%3E3.0.CO%3B2-A (consulté le 26 janvier 2023).

[19] T. Nagashima et H. Suemasu, « X-FEM analyses of a thin-walled composite shell structure with a delamination », Comput. Struct., vol. 88, no 9-10, p. 549-557, mai 2010, doi: 10.1016/j.compstruc.2010.01.008.

[20] N. Sukumar, D. L. Chopp, N. Moës, et T. Belytschko, « Modeling holes and inclusions by level sets in the extended finite-element method », Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, vol. 190, no 46-47, p. 6183-6200, sept. 2001, doi: 10.1016/S0045-7825(01)00215-8.

[21] M. Stolarska, D. L. Chopp, N. Moës, et T. Belytschko, « Modelling crack growth by level sets in the extended finite element method », International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 51, no 8, p. 943-960, 2001, doi: 10.1002/nme.201.

[22] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, S. Cohendouz, et M. Ratwani, « Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities », Computational Materials Science, vol. 48, no 1, p. 83-93, mars 2010, doi: 10.1016/j.commatsci.2009.12.005.

Conclusion Générale

L'objectif de note travail est d'étudier d'une part l'effet de la réparation par patch sur la réduction des contraintes dans une plaque en Aluminium 2024-T3 en présence d'une entaille de différentes formes et de valider les résultats de traction obtenus expérimentalement par l'analyse numérique en tenant compte de la combinaison des techniques XFEM+CZM ou bien XFEM+VCCT. La partie bibliographique nous a permis d'enrichir nos connaissances et d'avoir une idée sur les différents travaux effectués dans 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 de la densité et type d'éléments sur la convergence de résultats en assurant un temps idéal pour bien mener le travail. Il est recommandé d'optimiser la forme et dimensions du patch vis-à-vis les dimensions de la plaque et la longueur de l'entaille. D'autre part il est impératif de choisir un patch dont ses propriétés mécaniques et ses dimensions en assurent un bon rapport de rigidité avec la plaque endommagée. Pour cela il important d'optimiser la séquence d'empilement et la nature de la fibre sans toutefois oublier les propriétés mécaniques de l'adhésif.

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

- L'utilisation combinée des deux techniques XFEM et CZM ; XFEM pour la propagation automatique de la fissure dans la plaque et CZM pour le décollement de l'adhésif; pour analyser numériquement la réponse à la traction de la structure endommagée est bénéfique pour le concepteur vu que la validation des courbes de traction réalisées expérimentalement sur les structures réparées par patch composite est devenue pratique lors de l'utilisation de ces deux techniques, les deux techniques utilisées apportent de bonnes résultats si on assure un bon choix de la densité et du type d'éléments de maillage.

L'analyse des courbes de traction montrent clairement que l'utilisation du patch composite réduit considérablement les contraintes dans la zone endommagée en assurant à la structure une bonne résistance.

- Quel que soit la nature des fibres composites, le patch réduit considérablement la valeur de les contraintes en tête de la fissure ou bien l'entaille.

- La forme du l'entaille joue un rôle important sur le transfert de charge de la zone endommagée et par conséquent sur la résistance de la plaque.

- Un patch composite de n'importe quelle taille et forme assure le transfert de charge et réduit la concentration de contraintes dans la plaque endommagée.

- Un patch de forme carrée assure une couverture d'une grande surface et offre ainsi une bonne résistance structurelle.

- La réduction des contraintes aux bords du patch est indispensable afin d'éviter son détachement de la structure, notamment pour la réparation par simple patch où la flexion de la structure induit des contraintes supplémentaires dans le patch.

- La géométrie des bords du patch est un paramètre important qui doit être optimisé pour réduire la concentration de contraintes au niveau de ces bords.

- Le patch carré ou et circulaire ont quasiment la même réponse dans la résistance de la plaque endommagée en termes de résistance à la traction de la plaque endommagée car ils les deux patchs couvrent la même largeur de la plaque.

- La modification de la forme du patch et des paramètres géométriques (hauteur, largeur du patch et angles de ses bords) doivent être optimisée afin d'assurer une haute performance de réparation.

L'avantage de la technique XFEM est que l'initiation et la propagation ne sont pas choisies, mais d'autres critères tels que l'élément cohésif et le critère VCCT nécessitent un choix pour localiser les surfaces de séparation. De plus, le maillage n'a pas besoin d'être mis à jour pour suivre le chemin de propagation de la fissure. Ce chemin crée des partitions dans les éléments car ils peuvent prendre des éléments adjacents d'où l'importance d'optimisation du maillage.

L'utilisation combinée des techniques XFEM + CZM ou XFEM+VCCT induisent pratiquement les mêmes courbes de tractions pour les structures endommagées, sauf que le décollement est plus lent dans l'utilisation de la techniques XFEM+VCCT.