

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE



MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITÉ FRÈRES MENTOURI CONSTANTINE 1

FACULTÉ DES SCIENCES DE LA TECHNOLOGIE  
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE



N° d'ordre :39/DS/2023

N° de série : 0 2 / G M / 2 0 2 3

# THÈSE

pour l'obtention du

**Diplôme De Doctorat En Sciences**

**Spécialité : Génie mécanique**

**Option : construction mécanique**

**Présentée par :**

**Toufik ACHOUR**

---

## **Analyse et comportement de renforcements de structures mécaniques par des patchs composites**

---

**Devant le jury :**

**26/06/2023**

<b>BENISSAAD Smail</b>	Professeur	Université Frères Mentouri Constantine1	Président
<b>MILI Fayçal</b>	Professeur	Université Frères Mentouri Constantine1	Examineur
<b>MECIBAH Mohamed Salah</b>	Professeur	Université Frères Mentouri Constantine1	Rapporteur
<b>DJEBARA Abdelhakim</b>	Professeur	Université Mustapha Benboulaïd Batna 2	Rapporteur
<b>MOUADJI Youcef</b>	M.C.A	École Nationale Polytechnique de Constantine	Rapporteur

Année Académique : 2022-2023



# Dédicaces

Je dédie cette thèse en particulier

À la mémoire de mes parents

À ma petite famille

Ma femme et mes enfants

À ma grande famille

À tous ceux qui me sont chers

# Remerciements

De prime abord, louange à Allah l'Omniscient, qui Nous as Tout enseigné, de m'avoir donné le courage Et la patience de mener à bien ce modeste travail.

Je tiens à exprimer mes plus vifs remerciements à Mr. Fayçal MILI, Professeur à l'Université Frères Mentouri-Constantine 1 et directeur de cette thèse, pour sa confiance qu'il m'a accordée, son extrême patience et pour ses conseils judicieux qui ont contribué à la réalisation et à l'accomplissement de ce travail.

Je tiens à remercier Mr. Smail BENISSAAD, Professeur à L'Université Frères Mentouri-Constantine 1, d'avoir Accepté de présider le jury.

Je tiens aussi à remercier Mr. Mohammed Salah MECIBAH, Professeur à l'Université Frères Mentouri-Constantine 1; Mr. Abdelhakim DJEBARA, Professeur à l'Université Mustapha Benboulaïd Batna 2; Mr. Youcef MOUADJI, Maître de Conférences "A" à l'École Polytechnique de Constantine Pour leur participation à l'évaluation du présent travail.

# Résumé

Le renforcement de structures endommagées, par le collage de patchs composites, est une technique de réparation prometteuse et bénéfique, surtout dans le domaine de transport aérien. Cette méthode consiste à renforcer les structures préventivement endommagées, dans le but de retarder l'apparition des fissures ou d'arrêter leurs propagations. Elle nécessite une bonne compréhension des états de contraintes et du comportement des structures mises en jeu. Pour l'analyse des contraintes normales et de cisaillement dans l'ensemble patch-colle-structure, notre contribution s'est composée de deux parties. La première se base sur une étude numérique bidimensionnelle en utilisant la méthode des différences finis pour la résolution des équations d'équilibre et des modèles analytiques obtenus de la littérature. La configuration est à double recouvrement d'une plaque d'Aluminium soumise à différents types de sollicitations. La prise en compte des effets bidimensionnels et de la différence des coefficients de Poisson nous a permis de déterminer la distribution des contraintes surtout dans la couche adhésive représentant le maillon le plus faible. Par la suite, une optimisation par la méthode des Algorithmes Génétiques a été considérée pour déterminer l'orientation optimale des fibres pour une meilleure conception. La deuxième partie est représentée par deux configurations simple et double recouvrement d'une plaque d'Aluminium fissurée sur un côté et sollicitée en traction. Dans de telles conditions, on a considéré une étude numérique par les éléments finis sous ANSYS 2020 R2. On a déterminé la distribution des contraintes dans le patch, l'adhésive, ainsi que le taux de réduction du facteur d'intensité de contrainte en mode I. La méthode du modèle de la zone cohésive (CZM) a été introduite en utilisant la méthode bilinéaire d'interface de délaminage (BID) pour l'étude de la décohésion des interfaces de contact patch-colle et structure-colle pour différentes orientations des fibres du patch composite.

**Mots clés :** Patch composite, Renforcement, Réparation, Comportement, Fissure, Double recouvrement, Adhésive.

## ملخص

يعد تقوية الهياكل التالفة، عن طريق ربط الرقع المركبة، تقنية إصلاح واعدة ومفيدة، خاصة في مجال النقل الجوي. تتركز هذه الطريقة على تعزيز الهياكل التي تضررت بشكل وقائي بهدف تأخير ظهور الشقوق أو وقف انتشارها. يتطلب الإصلاح عن طريق ربط رقعة مركبة مناسبة فهماً جيداً لحالات الإجهاد وسلوك الهياكل المعنية. لتحليل الضغوط العادية والقص في المجموعة هيكل-التصحيح-الغراء، تتكون مساهمتنا من جزأين. الأول، يتمثل في نموذج تغطية مزدوجة، حيث يتم لصق رقعة مركبة على كلا الجانبين لصفحة ألومنيوم معرضة لأنواع مختلفة من الإجهادات، بحيث تكون الدراسة عددية ثنائية الأبعاد باستخدام معادلات التوازن والنماذج التحليلية من مؤلفات الباحثين في هذا المجال، ثم حلها بطريقة الفروق المنتهية، مع الأخذ في الاعتبار التأثيرات ثنائية الأبعاد والاختلافات في نسب بواسون. سمحت لنا هذه الدراسة بتحديد توزيع الضغوط خاصة في الطبقة اللاصقة التي تمثل الحلقة الأضعف. بعد ذلك، تم النظر في التحسين بطريقة الخوارزميات الجينية لتحديد الاتجاه الأمثل لألياف الرقعة المركبة، من أجل تصميم أفضل. يتمثل الجزء الثاني في نموذجين، غطاء أحادي ومزدوج لصفحة ألومنيوم مشققة من جانب واحد ومعرضة لإجهاد شد. في ظل هذه الظروف، تم تطبيق دراسة عددية بطريقة العناصر المحدودة (EF) بواسطة ANSYS 2020 R2. الهدف هو تحديد توزيع الضغط في الرقعة والمادة اللاصقة والهيكل، بالإضافة إلى حساب نسبة تقليل عامل شدة الإجهاد KI في الوضع الأول، من أجل تبيان فعالية تقنية الإصلاح هذه، بتطبيق اتجاهات مختلفة لألياف الرقعة المركبة. في هذه الدراسة أيضاً تم استعمال طريقة المنطقة المتماسكة للمواد (CZM) ، باستخدام الطريقة الخطية الثنائية للانفصال (BID)، لدراسة مناطق الانفصال للأسطح المتلامسة والمتمثلة في السطح هيكل-غراء وغراء-رقعة مركبة.

**كلمات مفتاحية:** الرقعة المركبة، التعزيز ، إصلاح ، سلوك ، تشقق ، تغطية مزدوجة ، لاصق.

# Abstract

The reinforcement of damaged structures, by bonding composite patches, is a promising and beneficial repair technique, especially in the field of air transport. This method consists in reinforcing preventively damaged structures, in order to delay the initiation of cracks or to stop their propagation. It requires a good understanding of the stress states and the behavior of the structures involved. For the analysis of normal and shear stresses in the patch-glue-structure assembly, Our contribution is composed of two parts. The first part is based on a two-dimensional numerical study using the finite difference method for solving the equilibrium equations and analytical models obtained from the literature. The configuration is a double overlap of an aluminum plate subjected to different types of solicitations. Taking into account the two-dimensional effects and the difference of the Poisson's ratio allowed us to determine the stress distribution especially in the adhesive layer representing the weakest link. Subsequently, an optimization by the Genetic Algorithm method was considered to determine the optimal fiber orientation for a better design. The second part is represented by two single and double overlap configurations of an Aluminum plate cracked on one side and loaded in tension. Under such conditions, a numerical finite element study in ANSYS 2020 R2 was considered. The stress distribution in the patch, the adhesive, as well as the reduction rate of the stress intensity factor in mode I were determined. The cohesive zone model (CZM) method was introduced using the bilinear delamination interface method (BID) for the study of the decohesion of the patch-glue and structure-glue contact interfaces for different fiber orientations of the composite patch.

**Key words:** Composite patch, Reinforcement, Repair, Behavior, Crack, Double overlap, Adhesive.

# Liste des abréviations

Acronyme	Définition
ACP	Ansys Composite Prepost
AG	Algorithmes Génétiques
ANSYS	Analysis System
BID	Bilinear Interface Delamination
CZM	Cohesive Zone Material
DR	Double Recouvrement
EDO	Equation Différentielle Ordinaire
EDP	Equation Différentielle Partielle
EF	Eléments Finis
FGM	Functionaly Graduaded Material
FIC	Facteur d'Intensité de Contraintes
ISO	International Standardization Organisation
MLER	Mécanique Linéaire Elastique de Rupture
PDTS	Products
PRFC	Polymère Renforcé de Fibres de Carbone
RAAF	Royal Australian Air Force
SR	Simple Recouvrement
USAF	United States Air Force

# Nomenclature

Variable	Définition	Unité
$\partial$	Signe de dérivée partielle	-
$a$	Longueur de fissure	<i>mm</i>
$C_r$	Critère de rupture	-
$e$	Épaisseur	<i>mm</i>
$E$	Module de Young	<i>GPa</i>
$G$	Module de cisaillement	<i>GPa</i>
$KI$	Facteur d'intensité de contraintes	<i>MPa.m<sup>0.5</sup></i>
$l$	Longueur	<i>mm</i>
$N_c$	Nombre de couches du composite	-
$S$	Contrainte limite en cisaillement du composite	<i>MPa</i>
$u$	Déplacement	<i>mm</i>
$W_a$	Largeur de la colle	<i>mm</i>
$W_p$	Largeur du patch	<i>mm</i>
$W_s$	Largeur de la structure	<i>mm</i>
$x$	Direction 1 dans le repère	<i>mm</i>
$X$	Contrainte limite en traction longitudinale du composite	- <i>MPa</i>
$X'$	Contrainte limite en compression longitudinale du composite	- <i>MPa</i>

$y$	Direction 2 dans le repère	$mm$
$Y$	Contrainte limite en traction transversale du composite	- $MPa$
$Y'$	Contrainte limite en compression transversale du composite	- $MPa$
$z$	Direction 3 dans le repère	$mm$
$\varepsilon$	déformation	-
$\nu$	Coefficient de poisson	-
$\sigma^\infty$	contrainte appliquée au bord de la structure	$MPa$
$\sigma_e$	Contrainte limite élastique	$MPa$
$\sigma_{ii}$	Contrainte normale dans la direction $i$	$MPa$
$\sigma_{ij}, i \neq j$	Contrainte de cisaillement dans le plan $(ij)$	$MPa$
$\Omega$	Bord libre	-
$\theta$	Angle	$^\circ$

Indice		Exposant	
$E$	Est	$a$	Adhesive
$i, j$	Entiers	$p$	Patch
$N$	Nord	$s$	Structure
$O$	Ouest		
$S$	Sud		
$x$	Direction $x$		
$y$	Direction $y$		
$z$	Direction $z$		

# Table des figures

1.1	Résultats d'expériences sur les rapports de défauts dans la RAAF [18] . . . . .	7
1.2	Patch externe de forme elliptique. . . . .	8
1.3	Patches internes de forme elliptiques . . . . .	9
1.4	Distribution des assemblages par collage dans le FOKKER F-27 [18] . . . . .	10
1.5	Création de zones de concentration des contraintes aux niveaux des boulons	14
1.6	Réparation par collage des pipes . . . . .	16
1.7	Schéma d'un joint de réparation par rivets . . . . .	17
1.8	Schéma d'un joint de réparation par collage . . . . .	18
2.1	Corrosion autour des trous de fixation induisant la nucléation des fissures.	30
2.2	Effet de la rigidité de l'adhésif sur la distribution des contraintes de cisaillement. . . . .	33
2.3	Effet de la ductilité de l'adhésif sur la distribution des contraintes de cisaillement . . . . .	33
2.4	Zone de déformation plastique de la structure. . . . .	35
2.5	Défaillance inter-laminaire du composite dans les joints adhésifs . . . . .	36
2.6	Distribution des contraintes dans une couche adhésive épaisse (a) et mince (b) . . . . .	36
2.7	Défaillance due à la déformation de cisaillement adhésif (a) et due au rendement global (b). . . . .	37
2.8	Rupture cohésive des joints avec adhésif ductile Sika Force 7888 pour chevauchement 50 mm (a). Défaillance du composite pour joints avec adhésif fragile AV138 pour un chevauchement de 40 mm (b) . . . . .	38
2.9	Déformation due aux contraintes résiduelles . . . . .	39
2.10	Concentration des contraintes dans les joints adhésifs avec différentes géométries du filet d'extrémité. . . . .	39
2.11	Différentes formes de filets . . . . .	40
2.12	Différentes formes de chanfreins des adhérents . . . . .	41

2.13	Différentes formes de chanfreins des adhérents . . . . .	42
2.14	Différentes configurations de joints mixtes. . . . .	43
3.1	Joint à double recouvrement. . . . .	47
3.2	Équilibre des forces dans un élément $dx.dy$ du patch. . . . .	49
3.3	Présentation du maillage. . . . .	54
3.4	Présentation des conditions aux limites (traction). . . . .	56
3.5	Présentation des conditions aux limites (cisaillement). . . . .	57
3.6	validation des résultats des contraintes normales $\sigma_{yy}^p$ . . . . .	59
3.7	Validation des résultats des contraintes de cisaillements $\sigma_{xz}^a$ . . . . .	60
3.8	Distribution de la contrainte $\sigma_{xx}^p$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [0] <sub>8</sub> ). . . . .	60
3.9	Distribution de la contrainte $\sigma_{yy}^p$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [0] <sub>8</sub> ). . . . .	61
3.10	Distribution de la contrainte $\sigma_{yz}^a$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [0] <sub>8</sub> ). . . . .	62
3.11	Distribution de la contrainte $\sigma_{xz}^a$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [0] <sub>8</sub> ). . . . .	63
3.12	Distribution de la contrainte $\sigma_{xx}^p$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [90] <sub>8</sub> ). . . . .	63
3.13	Distribution de la contrainte $\sigma_{yy}^p$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [90] <sub>8</sub> ). . . . .	64
3.14	Distribution de la contrainte $\sigma_{yz}^a$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [90] <sub>8</sub> ). . . . .	64
3.15	Distribution de la contrainte $\sigma_{xz}^a$ (traction uniaxiale de l'unidirectionnel [90] <sub>8</sub> ). . . . .	65
3.16	Distribution de la contrainte $\sigma_{xx}^p$ (traction biaxiale ). . . . .	65
3.17	Distribution de la contrainte $\sigma_{yy}^p$ (traction biaxiale ). . . . .	66
3.18	Distribution de la contrainte $\sigma_{yz}^a$ (traction biaxiale ). . . . .	66
3.19	Distribution de la contrainte $\sigma_{xz}^a$ (traction biaxiale ). . . . .	67
3.20	Distribution de la contrainte $\sigma_{xx}^p$ (traction-compression). . . . .	67
3.21	Distribution de la contrainte $\sigma_{yy}^p$ (traction-compression). . . . .	68
3.22	Distribution de la contrainte $\sigma_{yz}^a$ (traction-compression). . . . .	68
3.23	Distribution de la contrainte $\sigma_{xy}^p$ (cisaillement pur). . . . .	69
3.24	Distribution de la contrainte $\sigma_{xz}^a$ (cisaillement pur). . . . .	69

3.25 Organigramme d'algorithme génétique. . . . .	73
3.26 Forme décimale des individus (cas de 6 couches). . . . .	74
3.27 Forme binaire des individus (cas de 6 couches). . . . .	75
3.28 Fonction d'évaluation $f_i$ (traction-traction). . . . .	77
4.1 Courbe Traction-séparation (modèle CZM) . . . . .	81
4.2 Schéma d'un élément d'interface . . . . .	82
4.3 Assemblage des modules dans ANSYS Workbench. . . . .	83
4.4 Conditions aux limites du modèle de la plaque non fissurée . . . . .	84
4.5 Maillage de l'ensemble . . . . .	85
4.6 Déformation totale pour différentes tailles de l'élément de maillage . . . . .	86
4.7 Lignes de la Surface du patch composite adjacente à la couche adhésive . . . . .	87
4.8 Distribution des contraintes $\sigma_{yy}^p$ au niveau de la surface de contact . . . . .	87
4.9 Distribution des contraintes $\sigma_{yz}^a$ au niveau de la surface de contact . . . . .	88
4.10 Déformation totale de l'ensemble structure-patch-adhésif . . . . .	88
4.11 Déformation de la structure sans patch composite . . . . .	89
4.12 Caractéristiques géométriques des deux configurations. . . . .	91
4.13 Modélisation de la fissure . . . . .	92
4.14 Maillage de l'ensemble. . . . .	93
4.15 Facteur d'intensité de contraintes pour une plaque non réparée. . . . .	94
4.16 Facteur d'intensité de contraintes (joint à double recouvrement). . . . .	95
4.17 Distribution des contraintes normale $\sigma_{yy}^p$ (joint à double recouvrement). . . . .	96
4.18 Distribution des contraintes $\sigma_{yz}^a$ (joint à double recouvrement). . . . .	97
4.19 Distribution des contraintes normale $\sigma_{zz}^a$ (joint à double recouvrement). . . . .	97
4.20 Déformation totale de l'ensemble aux centres des patches (joint à double recouvrement) . . . . .	98
4.21 Déformation totale de l'ensemble aux bords des patches (joint à double recouvrement) . . . . .	99
4.22 Marge de sécurité de la couche adhésive (joint à double recouvrement) . . . . .	100
4.23 Marge de sécurité des fibres renforçant le patch composite (joint à double recouvrement) . . . . .	101
4.24 Marge de sécurité de la matrice des patches composites (joint à double recouvrement). . . . .	101
4.25 Marge de sécurité de la plaque d'Aluminium (joint à double recouvrement) . . . . .	102

4.26	Marge de sécurité de la plaque d'Aluminium (structure sans patch). . . . .	102
4.27	Facteur d'intensité des contraintes (joint à simple recouvrement). . . . .	103
4.28	Distribution des contraintes normales $\sigma_{yy}^p$ "partie comprimée" (joint à simple recouvrement) . . . . .	104
4.29	Distribution des contraintes normales $\sigma_{yy}^p$ "partie tendue" (joint à simple recouvrement) . . . . .	105
4.30	Distribution des contraintes de cisaillement $\sigma_{yz}^a$ (joint à simple recouvrement)	105
4.31	Déformation totale de l'ensemble aux centres des patches (joint à simple recouvrement) . . . . .	106
4.32	Marge de sécurité de la couche adhésive (joint à simple recouvrement) . .	107
4.33	Marge de sécurité des fibres du patch composite (joint à simple recouvrement) . . . . .	107
4.34	Marge de sécurité de la matrice des patches composites (joint à simple recouvrement) . . . . .	108
4.35	Marge de sécurité de la plaque d'Aluminium (joint à simple recouvrement)	108

# Liste des tableaux

- 1.1 Matériaux composites versus métalliques . . . . . 21
- 3.1 Propriétés élastiques et géométriques des matériaux constituant l'ensemble structure-adhésif-patch. . . . . 58
- 3.2 Caractéristiques élastiques et géométriques des matériaux considérés dans la référence. . . . . 59
- 3.3 Contraintes limites à la rupture du patch composite. . . . . 71
- 3.4 Rapport  $C_r$  pour les matériaux de renforcement à différents états de sollicitations. . . . . 72
- 3.5 Contraintes maximales et orientations optimales obtenues. . . . . 76
- 4.1 Nombres d'éléments et de nœuds dans chaque matériau . . . . . 85
- 4.2 Propriétés élastiques et caractéristiques géométriques de l'ensemble . . . . 90

# Sommaire

<b>Introduction Générale</b>	<b>1</b>
<b>1 Technologie de renforcement de structures par collage</b>	<b>6</b>
Introduction	6
1.1 Types de réparation	8
1.2 Technique de collage en aéronautique	9
1.2.1 Classification des structures d'aéronefs pour réparation	10
1.2.2 Exigences en matière de réparation	11
1.2.3 Niveaux de réparation	12
1.2.4 Procédures de réparation	12
1.3 Comparaison entre les techniques de réparation	13
1.3.1 Réparation par collage face au fixation mécanique	14
1.3.2 Réparation par collage face au soudage	15
1.4 Phénomène de transfert de charge	17
1.5 Patches composites versus patches métalliques	19
1.6 Choix des matériaux pour la réparation	20
1.6.1 Systèmes patches	20
1.6.1.1 Patches métalliques	20
1.6.1.2 Patches composites	22
1.6.2 Systèmes adhésifs	23
1.6.2.1 Types d'adhésifs structuraux	23
1.6.2.2 Propriétés adhésives de l'époxyde	24
1.6.2.3 Sélection des adhésifs	25
Conclusion	27
<b>2 Caractérisation de la technique de réparation par joints collés</b>	<b>28</b>
Introduction	28
2.1 Problèmes liés au vieillissement des composants structurels	29

2.2	Effets de la dégradation environnementale . . . . .	31
2.3	Facteurs affectants la fiabilité des joints . . . . .	32
2.3.1	Propriétés des adhésifs . . . . .	32
2.3.2	Propriétés de l'adhèrent . . . . .	34
2.3.3	Épaisseur de l'adhésif . . . . .	35
2.3.4	longueur de recouvrement . . . . .	36
2.3.5	Contraintes résiduelles . . . . .	38
2.4	Méthodes d'accroissement de la résistance du joint . . . . .	39
2.4.1	Filets . . . . .	39
2.4.2	Formes des adhérents . . . . .	41
2.4.3	Joints hybrides . . . . .	42
2.4.3.1	Joints adhésifs mixtes . . . . .	42
2.4.3.2	Joints adhésifs avec des matériaux FGM . . . . .	44
2.4.3.3	Joints rivetés-collés . . . . .	44
	Conclusion . . . . .	45
<b>3</b>	<b>Approche numérique bidimensionnelle des renforcements par joints collés</b>	<b>46</b>
	Introduction . . . . .	46
3.1	Analyse élastique d'un joint à double recouvrement . . . . .	48
3.2	Équations d'équilibre . . . . .	48
3.2.1	Essai de traction . . . . .	49
3.2.2	Essai de cisaillement . . . . .	51
3.3	Méthode des différences finies . . . . .	53
3.3.1	Définition . . . . .	53
3.3.2	Discrétisation des équations . . . . .	53
3.3.2.1	État de traction . . . . .	53
3.3.2.2	État de cisaillement . . . . .	55
3.3.3	Conditions aux limites . . . . .	55
3.4	Distribution des contraintes . . . . .	57
3.4.1	Géométrie et propriétés élastiques des matériaux . . . . .	57
3.4.2	Validation du modèle numérique considéré . . . . .	59
3.4.3	Analyse et discussion des résultats . . . . .	61
3.5	Critères de ruptures . . . . .	70
3.5.1	Critère de Von Mises . . . . .	70

3.5.2 Critère de Tsai-Wu . . . . .	71
3.6 Détermination de l'empilement optimal par Algorithmes Génétiques . . .	73
3.6.1 Selection de la population . . . . .	74
3.6.2 Opérateur de croisement . . . . .	75
3.6.3 Opérateur de mutation . . . . .	76
Conclusion . . . . .	78
<b>4 Analyse par modélisation et simulation numériques du comportement méca-</b>	
<b>nique des structures renforcées</b>	<b>79</b>
Introduction . . . . .	79
4.1 Modélisation . . . . .	81
4.2 choix des matériaux . . . . .	82
4.3 Cas de la plaque non fissurée . . . . .	83
4.3.1 Maillage . . . . .	84
4.3.2 Analyse des contraintes . . . . .	86
4.3.3 Analyse de la déformation totale . . . . .	88
4.4 Cas de la plaque fissurée . . . . .	89
4.4.1 Modélisation et propriétés des matériaux . . . . .	90
4.4.2 Maillage . . . . .	92
4.5 Validation du modèle de fissuration . . . . .	94
4.5.1 Configuration à double recouvrement . . . . .	95
4.5.1.1 Analyse du facteur d'intensité des contraintes FIC . . . . .	95
4.5.1.2 Analyse des contraintes et de la déformation totale . . . . .	96
4.5.1.3 Étude de la résistance à la rupture . . . . .	100
4.5.2 Configuration à simple recouvrement . . . . .	103
4.5.2.1 Analyse du facteur d'intensité des contraintes . . . . .	103
4.5.2.2 Analyse des contraintes et de la déformation totale . . . . .	104
4.5.2.3 Étude de la résistance à la rupture . . . . .	106
Conclusion . . . . .	109
<b>Conclusion Générale</b>	<b>110</b>
<b>Bibliographie</b>	<b>113</b>

# Introduction Générale

Les tôles minces en alliages d'Aluminium sont utilisées dans de nombreuses applications structurelles telles que l'aéronautique, l'automobile, la construction civile et d'autres domaines industriels. En service, la structure peut être endommagée en développant des fissures qui s'agrandissent sous l'effet des charges mécaniques ou environnementales, et finissent par provoquer des dégâts catastrophiques. Les techniques de réparation les plus couramment utilisées sont : la fixation mécanique, le soudage et le collage de patchs composites. Dans le cas de la fixation mécanique ( rivetage, boulonnage. . .), une pièce de tôle est fixée sur la zone endommagée de la structure à l'aide d'attaches. Ces procédures faciles à adopter présentent l'avantage de pouvoir être employées dans une atmosphère non contrôlée sans aucun équipement de soutien et les pièces fixées peuvent être facilement démontés. Toutefois, l'un des principaux inconvénients de la fixation mécanique est la concentration de contraintes causée par les trous percés pour les fixations, qui peut entraîner la création d'emplacements critiques aptes pour la naissance de nouvelles fissures sous contraintes. De plus, la fissure peut continuer à se développer sous la pièce si la réparation n'est pas installée correctement. Dans la réparation des fissures par soudage, une feuille de métal est soudée sur la zone endommagée, couvrant la fissure et sa zone environnante. En raison de la chaleur générée pendant le soudage, des contraintes thermiques indésirables se développent dans les régions soudées. En outre, la fissure peut se propager sous la feuille soudée avec l'augmentation des charges thermiques. La technique de renforcement par collage d'un patch composite offre un potentiel de réparation efficace des dommages dans les structures métalliques. Elle consiste à coller un patch en composite juste sur la zone endommagée de la structure. Cette technique présente plusieurs avantages, notamment un rapport résistance/poids élevé, une meilleure intégrité structurelle, une facilité de mise en forme et une installation rapide.

Le module et la résistance élevés de la partie adhésive facilitent un transfert de charge uniforme et efficace du substrat vers la pièce. La durée de vie de la structure peut être augmentée grâce à la réparation par collage. L'utilisation de la technique de collage de patches composites est jusqu'à présent limitée à la réparation des structures secondaires surtout en aéronautique. Une confiance suffisante pour utiliser la réparation par collage à grande échelle n'est pas encore acquise, particulièrement pour la réparation de structures primaires. Il existe donc des possibilités de réparation par collage de patches à des structures primaires porteuses de charge et par conséquent, des recherches supplémentaires sont nécessaires [1]. Le patch composite peut être collé sur deux côtés de la zone endommagée dans le cadre d'une réparation (symétrique) qui permet d'empêcher efficacement la naissance ou la propagation de la fissure, mais pour d'autres applications pratiques, seul un côté de la structure endommagée est accessible pour le collage, et l'utilisation d'un patch asymétrique simple recouvrement devient nécessaire [2]. Le patch asymétrique a tendance à se séparer du substrat à l'interface de collage en raison du moment de flexion induit et des contraintes interfaciales qui en résultent [3]. La séparation du patch est largement influencée par les paramètres géométriques, à savoir la longueur, la largeur et l'épaisseur du patch. L'espace disponible pour le collage et l'augmentation du poids de la structure due au patch sont également des considérations importantes. Par conséquent, l'utilisation d'une taille optimale du patch permet une réparation économique, efficace et réalisable [4].

Le renforcement de structures par collage est un sujet de recherche qui a été étudié par de nombreux chercheurs au fil des années, qui ont exploré différentes méthodes, techniques et matériaux pour renforcer les structures, notamment les composites et les adhésifs. Parmi les premiers modèles dans le domaine de résolution des problèmes de renforcement par les méthodes analytiques, ceux développés par Von Volkersen et aussi Goland et Reissner [5]. Plus tard, ces théories ont été raffinées, en introduisant une étude élasto-plastique de la colle [6, 7]. On peut citer d'autres apports tels que l'influence de la géométrie de la colle [8]. La plupart de ces théories sont unidimensionnelles.

Récemment J-D Mathias [9] a traité le cas bidimensionnel en prenant en compte du coefficient de Poisson. D'autres études expérimentales ont été menées en parallèles. Bouiadjra et al. [10] ont réalisé des études expérimentales et numériques sur la réparation des fissures dans les structures endommagées en utilisant des pièces composites et métalliques, et ont comparé leurs performances. Ghasemnejad et Aboutorabi [11] ont incorporé le

modèle de la zone cohésive (CZM) pour prédire la rupture par délaminage en mode I et en mode II dans les structures composites stratifiées en carbone/époxyde. Le modèle de la zone cohésive est également connu sous le nom de modèle de zone endommagée. Khan et Essaheba [12] ont étudié expérimentalement le comportement de croissance des fissures d'une éprouvette de traction à entaille simple en Aluminium 2024-T3 de 2 mm d'épaisseur, collée à un patch composite en carbone unilatéral. L'effet d'une augmentation de l'épaisseur du patch a été étudié pour des patches de forme carrée avec 4, 6 et 8 plis soumis à une charge de fatigue. En outre, des chercheurs tels que [13, 4, 14, 15, 16] ont également effectué des recherches significatives sur le renforcement des structures par collage en utilisant les éléments finis.

Dans cette présente thèse, on s'intéresse à l'analyse du comportement de renforcements de structures endommagées par le collage de patches composites. Il s'agit du comportement mécanique en sollicitation statique des réparations par collage des patches externes sous différentes orientations des fibres et empilements. À partir de cette optique, deux principaux objectifs de cette étude sont pris en considération : Premièrement, l'identification de certains paramètres associés à l'ensemble de la structure mécanique du point de vue configuration, géométrie et état de charge susceptibles d'influencer les performances de ce type de réparation ; et deuxièmement, déterminer à quelle mesure l'implantation de tels assemblages (patches-colle-structure) peuvent s'avérer une solution rigoureuse pour la réparation des structures endommagées. La présentation du travail effectué est composée d'une introduction générale, de quatre chapitres et une conclusion générale :

- **Premier chapitre** : Il est consacré à une étude bibliographique sur la technique de renforcement des structures endommagées par le collage des patches composites, qui s'est avérée très bénéfique pour pas mal de pays qui se sont trouvés face au défi de vieillissement des avions qu'ils possèdent. Cette étude présente, d'une façon générale, les différents types de réparations par collage de patches composites et leurs exigences en matière de réparation et procédures. Il a été mis aussi en considération une comparaison entre la technique de collage et les autres méthodes de fixation mécanique (rivets boulons ..) et de soudage toutefois différentes dans leurs avantages et inconvénients. Le choix des matériaux est aussi un facteur très important pour une réparation adéquate.
- **Deuxième chapitre** : Quant à ce chapitre, il est réservé à une synthèse bibliographique sur le comportement mécanique des joints collés et leurs modes d'endom-

magement. Il a été pris en considération l'effet de vieillissement et de dégradation environnementale lors des réparations par collage de patches composites. Ainsi, il a été exposé les facteurs affectant la fiabilité des joints de réparations et les méthodes d'augmentation de leurs résistances.

- **Troisième chapitre :** Cette partie de la thèse est consacrée à la construction d'un modèle analytique bidimensionnel de renforcement de structures afin de déterminer les contraintes mises en jeu dans l'adhésif, la structure et le patch. Ce dernier est un renfort composite de matériau orthotrope, de forme carré et considéré comme un joint à double recouvrement. Il est collé sur les deux faces opposées d'une plaque d'Aluminium. Les équations différentielles d'équilibre établies sont résolues à l'aide d'un code de calcul sous Matlab en utilisant la méthode des différences finies pour des états de contraintes variés. Son intégration, par la suite, avec un autre code d'optimisation par Algorithmes Génétiques, permet d'obtenir une orientation optimale des fibres du patch composite. et à la fin de ce chapitre, une vérification de la résistance des matériaux a été réalisée. On a utilisé le critère de Von mises pour les matériaux isotropes (Aluminium et adhésif), et le critère de Tsai-Wu pour le patch composite.
- **Quatrième chapitre :** Ce dernier chapitre est consacré à une étude purement numérique tridimensionnelle en utilisant la méthode des éléments finis sous le Logiciel de simulation ANSYS 2020 R2. Ce chapitre est divisé en deux parties, la première concernant la modélisation sous Ansys d'un renforcement d'une plaque non fissurée par le collage d'un patch composite et comparaison des résultats avec les résultats obtenus au troisième chapitre. La deuxième partie est consacrée à la simulation d'une structure en Aluminium qui est fissurée et réparée avec deux types de configuration par collage de patches composites (double recouvrement et simple recouvrement), utilisés dans le but d'une parfaite compréhension des états de contraintes et déformations dans l'ensemble des matériaux d'une réparation d'une part, et d'autre part l'effet de cette technique sur la réduction du facteur d'intensité de contrainte en mode I. La première configuration concerne un joint symétrique (double recouvrement), où le patch composite est un stratifié de huit couches ayant différentes orientations des fibres. Le patch est collé sur les deux faces externes d'une plaque fissurée en Aluminium soumise à un état de traction uniaxiale. La deuxième configuration est un joint asymétrique (simple recouvre-

ment), où le même patch de la configuration précédente est collé sur une seule face d'une plaque fissurée en Aluminium soumise à un état de traction, l'effet de flexion induit du déplacement de la ligne du centroïde dans cette configuration est bien éclaircie. D'autre part les zones d'interfaces patch-colle et Aluminium-colle ont été modélisées par le modèle de la zone cohésive (CZM), en utilisant la méthode bilinéaire de délamination de l'interface (BID) afin de déterminer les zones de dé-cohésion de l'adhésif pour les différents stratifiés étudiés.

# Technologie de renforcement de structures par collage

## Introduction

L'introduction de la technologie de réparation des structures métalliques par le collage de patches composites a atteint un niveau très avancé. Aujourd'hui, de nombreux pays sont confrontés au défi du vieillissement des avions qu'ils possèdent. Ces cellules se dégradent en raison des dommages causés par les fissures de fatigue et la corrosion. Il est impératif de les réparer avec des techniques fiables pour restaurer leur intégrité structurelle. Bien que le renforcement ou la réparation de structures métalliques endommagées par les techniques de collage sont utilisés depuis longtemps sur les structures. Le concept d'utilisation de matériaux composites collés comme moyen d'entretien des avions métalliques vieillissants a été lancé en Australie il y a environ quarante ans [17]. Depuis lors, il a été appliqué avec succès dans de nombreuses situations nécessitant un processus de réparation. Ces applications ne se sont pas limitées à l'Australie. Le Canada, le Royaume-Uni et les États-Unis ont également bénéficié de l'utilisation de cette technologie. L'application pour la solution du problème de fissuration des trous d'évacuation du carburant dans l'aile du C-141 est créditée du maintien de la viabilité de cette flotte [18]. L'objectif principal d'application des méthodes de réparations sur les structures métalliques est pour renforcer les zones défectueuses, afin de retarder l'apparition de fissures au sein de ces structures causées par fatigue ou par chocs accidentels [19], ou de stopper leurs propagations si elles sont déjà initiées. En général, l'expérience de

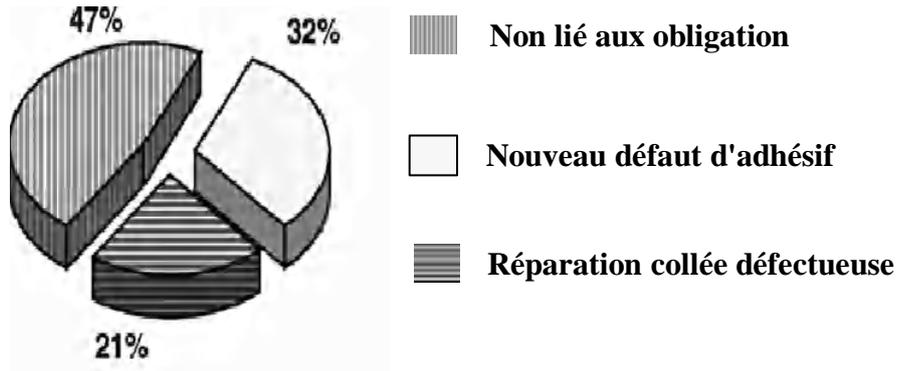


FIGURE 1.1 : Résultats d'expériences sur les rapports de défauts dans la RAAF .[18]

service avec les structures collées a été extrêmement variée, certains composants offrant un excellent service et d'autres tombant en panne ou nécessitant une maintenance importante au cours d'une durée de vie relativement courte. Les résultats d'expériences des structures collées dans le cas de la Force Aérienne Royale Australienne (RAAF) pionnière dans le domaine de réparation par collage de patches composites en aéronautique. Davis et al. [17], ont montré que 53% des défauts importants sur des structures telles que le F-111 étaient associés à des défaillances de collage (Figure 1.1). Les composants défectueux se sont comportés si mal par rapport aux structures fixées de manière conventionnelle qu'ils ont été considérés comme représentatifs du manque de fiabilité générique des structures collées, ce qui a conduit à une mauvaise acceptation générale de cette technologie de collage mais non justifiée. Il a été démontré que les structures collées sont beaucoup plus résistantes à la fatigue que les structures équivalentes fixées mécaniquement [18], et lorsqu'elles sont conçues correctement, elles peuvent supporter des niveaux de charge plus élevés (jusqu'à la limite ultime des matériaux non entaillés pour les matériaux assemblés) que les joints équivalents fixés mécaniquement. Les joints collés sont également plus légers en raison de l'absence d'éléments de fixation, et plus faciles à inspecter à l'aide du contrôle non destructif. Les processus de collage inadéquats ont contribué de manière significative à la mauvaise performance des structures collées. Les travaux de Hart-Smith [6] ont montré que les joints collés peuvent être conçus de manière à ce que l'adhésif puisse supporter des charges, supérieures à la résistance sans encoche du matériau de base, garantissant un adhésif capable de supporter tous les cas de charge possibles sur la structure d'origine. De telles liaisons adhésives ne devraient donc jamais échouer, car la structure se serait rompue loin du joint avant que la charge

nécessaire à la rupture de l'adhésif puisse être atteinte. La raison pour que tant de liaisons adhésives échouent en service n'est pas à cause d'une conception déficiente, ni à cause d'une mauvaise sélection des matériaux, les lacunes résident généralement dans les processus eux mêmes [1]. En fait, la technique de collage implique que toutes les personnes intervenant dans la mise en œuvre du procédé soient sensibilisées à cette technique et respectent les préconisations [20]. Vu le grand intérêt qu'apporte la technique de réparation par collage d'un patch composite dans le domaine économique et mécanique surtout lorsqu'on prend en considération le développement intense dans nos jours de l'introduction des matériaux composites dans plusieurs applications industrielles. A cet effet, plusieurs chercheurs ont traité le comportement de ces structures renforcées soit par voie analytique, comme les travaux [18, 21, 22, 23, 6, 24]. Et ceux basée sur des études numériques et expérimentales tels que [25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 14]. Toutes ces recherches traitent l'analyse de contraintes dans une réparation par collage d'un patch composite, tout en variant le type de chargement, les propriétés géométrique et mécanique des adhérents et de la couche adhésive. Pour donner un aperçu global, une étude bibliographique est consacrée pour quelque types de configurations de réparations par collage de patches composites, ainsi que l'effet de certains paramètres.

## 1.1 Types de réparations

Les patches composites, utilisés pour restaurer les propriétés mécaniques d'une structure dégradée sont classifiés en deux catégories : les patches externes et les patches internes.

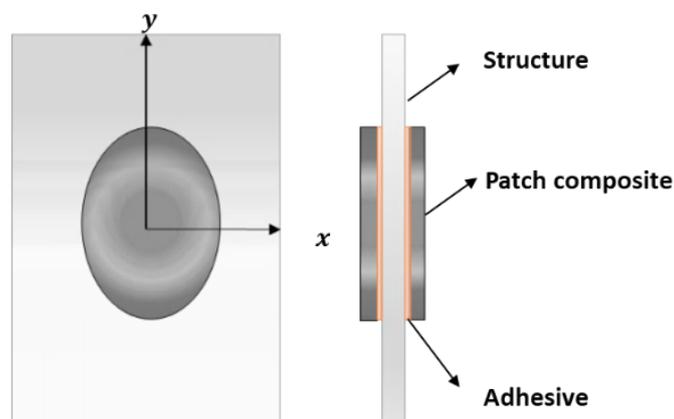


FIGURE 1.2 : Patch externe de forme elliptique.

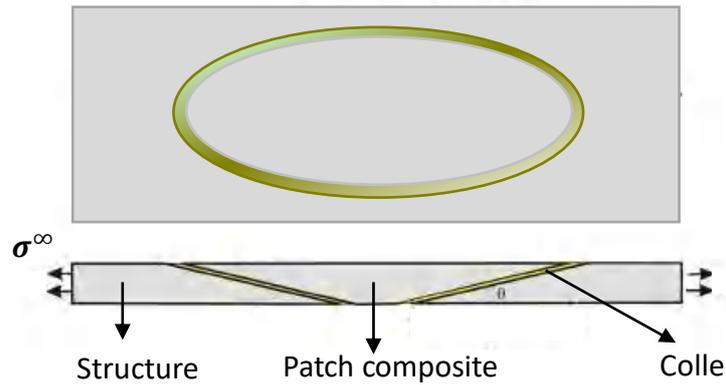


FIGURE 1.3 : Patches internes de forme elliptiques

- Les patches externes
- Les patches internes

Les patches externes sont collés sur les surfaces extérieures des zones des structures endommagées (Figure 1.2)). Ces patches peuvent être installés sur une seule face de la structure (patches simple recouvrement), ou sur les deux faces antagonistes de la structure (patches double recouvrement). Différentes formes géométriques sont utilisées afin de couvrir au mieux la zone endommagée. Il existe plusieurs formes circulaires, carrées, rectangulaires, elliptiques, hexagonales ... etc. Les patches internes sont utilisés pour remplacer la zone endommagée retirée de la structure (Figure 1.3), en prenant la forme de la structure en fonction de l'état du matériau [34]. Les patches de réparation en composite peuvent également être classés en deux types : les patches durs et les patches mous. Les patches dits durs sont solidifiés avant leur mise en place. Les patches mous sont appliqués dans un état non solidifié. Leur solidification s'effectue après leur installation sur la structure. Il est à noter que les caractéristiques des patches composites peuvent varier de manière significative en fonction des caractéristiques du pli élémentaire et de la séquence d'empilement des composites utilisée.

## 1.2 Technique de collage en aéronautique

L'utilisation du collage comme méthode d'assemblage dans la construction aéronautique est un moyen reconnu d'obtenir une efficacité structurelle élevée et une meilleure résistance à la fatigue. Ce type de construction a été largement utilisé dans la structure

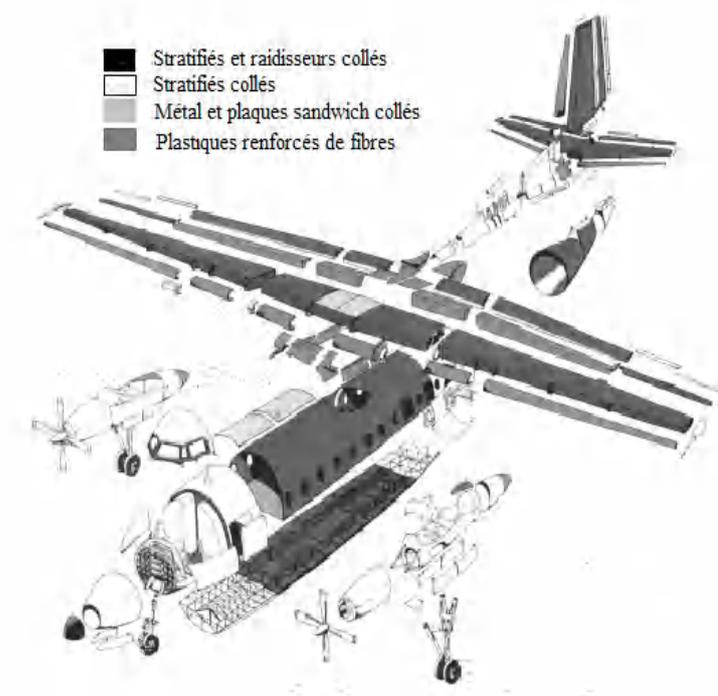


FIGURE 1.4 : Distribution des assemblages par collage dans le FOKKER F-27 [18]

secondaire des avions. Par exemple, 62 % de la surface mouillée du Boeing 747 est constituée d'une structure collée et le Lockheed C5A contient 3 250 mètres carrés de structures collées [35]. Certains avions utilisent le collage dans la structure primaire, notamment les raidisseurs d'aile, les longerons du fuselage et les zones de jonction des panneaux de revêtement du fuselage. Le plus remarquable d'entre eux est l'exemple du Fokker F-27, qui a connu plus de 25 ans d'expérience en service (Figure 1.3) [18]. L'utilisation du collage dans la structure des aéronefs s'est considérablement développée ces dernières années avec l'utilisation de matériaux composites de plus en plus avancés. En général, les jonctions composites métal les plus efficaces sont les joints en écharpe et les joints à recouvrement en escalier, dans lesquels le chemin de charge est relativement peu modifié. Ce type d'assemblages collés s'accompagne d'un risque accru d'anomalies de processus, d'erreurs de fabrication et de dommages en service. Des méthodes de contrôle et de réparation sont nécessaires comme alternative à la mise au rebut coûteuse de grands ensembles.

### 1.2.1 Classification des structures d'aéronefs pour réparation

Aux fins de la gestion technique (y compris les réparations), les structures d'aéronefs sont généralement classées comme suit :

- Structure primaire : C'est la structure essentielle à la sécurité de l'aéronef.
- Structure secondaire : En cas de défaillance de cette structure, elle affecterait le fonctionnement de l'aéronef mais n'entraînerait pas sa perte.
- Structure tertiaire : une structure dont sa défaillance n'affecterait pas de manière significative l'exploitation de l'aéronef.

Les exigences en matière d'inspection, d'évaluation des dommages et de réparation se pratiquent différemment d'une structure à une autre. Même au sein d'un même élément, le type et la taille des dommages admissibles (par conséquent les actions de réparation acceptables) peuvent varier en fonction de la criticité de la zone endommagée. Le composant est généralement zoné par le fabricant de l'équipement d'origine suivant un manuel de réparation structurelle où sont indiquées ces régions. Principalement, ce manuel traite des réparations de la structure non primaire ou des réparations non critiques de la structure primaire. Les réparations hors du champ d'application de ce dernier, en particulier la réparation de dommages critiques à la structure primaire, nécessitent une conception technique et/ou une approbation du fabricant d'origine.

### 1.2.2 Exigences en matière de réparation

Lorsqu'une dégradation structurelle est détectée, une décision doit être prise sur la nécessité d'une réparation. Essentiellement [22]. L'une des décisions suivantes est requise :

1. Aucune action de réparation n'est requise.
2. Une réparation cosmétique ou d'étanchéité est nécessaire pour corriger des dommages mineurs.
3. Une réparation structurelle est nécessaire (si possible), parce que la résistance a été réduite en dessous des limites de conception ou a le potentiel d'être réduite dans un service ultérieur.
4. La réparation n'est pas économique et le composant doit être remplacé.

En général, le schéma de réparation utilisé pour la restauration structurelle doit être le plus simple et le moins intrusif possible pour la structure, afin de restaurer la capacité structurelle au niveau requis. La réparation doit pouvoir être mise en œuvre dans l'environnement de réparation, sans compromettre d'autres fonctions du composant ou de

la structure, comme le dégagement des pièces mobiles, la douceur aérodynamique et l'équilibre (gouvernes). Des exigences supplémentaires importantes concernent la mise en œuvre de la réparation, qui devrait :

- nécessiter un temps d'immobilisation minimal de l'aéronef.
- Utiliser des matériaux facilement disponibles et facilement stockables.
- Enlever le moins de matériau sonore possible.
- minimiser la dégradation ou les dommages à la région environnante.
- Ne nécessiter que des procédures ou un outillage simple.

### 1.2.3 Niveaux de réparation

Une considération majeure dans le choix des réparations est le niveau auquel la réparation peut être mise en œuvre. Les activités de réparation sur les avions sont effectuées à l'un des niveaux suivants :

- Niveau terrain : Effectuées directement sur l'aéronef dans une situation où le personnel qualifié et/ou les installations adéquates ne sont pas disponibles. . Ces activités se limitent généralement à des réparations relativement mineures de la structure non primaire ou à des réparations non critiques de la structure primaire. Toutefois, les réparations de la structure primaire d'un aéronef endommagée peuvent être entreprises très rapidement pour rendre l'aéronef opérationnel.
- Niveau dépôt : Entreprises dans une situation où le personnel est qualifié et lorsque des installations sont disponibles (jusqu'à la capacité de l'usine dans certains cas). Toutefois, si le composant est trop gros ou difficile à retirer de l'aéronef, les réparations sont effectuées directement sur l'aéronef.

### 1.2.4 Procédures de réparation

Les réparations peuvent être divisées en deux grandes catégories : les procédures sans patch pour les dommages mineurs et les procédures avec patch (ou de renforcement) pour restaurer la capacité structurelle. Les réparations par rapiéçage rétablissent le chemin de charge affaibli ou supprimé par l'endommagement ou par la fissuration, idéalement sans modifier de manière significative la répartition originale de la charge. Les renforcements sont utilisés pour remplacer la résistance ou la rigidité perdue (par exemple

après l'élimination des dommages dus à la corrosion), pour corriger les erreurs de conception ou pour améliorer les performances mécaniques. L'approche de réparation par écrasement, généralement utilisée dans le cas de plaques métalliques boulonnées ou rivetées, où l'alliage est similaire à celui du matériau d'origine (souvent d'un calibre supérieur). La réparation sans collage de patch dans de types de corrosion rencontrés tels que les piqûres ou l'exfoliation dans les structures en alliage d'Aluminium des avions nécessite généralement l'élimination par meulage des dommages visibles, suivie d'un ajustement de confiance supplémentaire pour s'assurer que toute la corrosion est éliminée. La région est ensuite traitée, apprêtée et peinte [35]. En cas de corrosion sévère, l'épaisseur du panneau peut être réduite en dessous de l'épaisseur admissible et doit être renforcée pour le rendre apte au vol. La réparation simple des fissures, sans ajout de pièces, consiste à percer l'extrémité de la fissure. Il s'agit d'une mesure temporaire et relativement inefficace, car il est difficile de trouver l'extrémité de la fissure. Même si elle est détectée, la fissuration reprend très peu de temps après le perçage d'arrêt en raison de la forte concentration de contraintes associée à la tige de la fissure. Une approche bien plus efficace consiste à réaliser un forage d'arrêt puis à élargir le trou foré d'arrêt, généralement à l'aide d'un manchon spécial, afin de développer des contraintes de compression favorables qui réduisent ou empêchent l'ouverture de la fissure. Bien que cette approche soit souvent très efficace pour arrêter la croissance de la fissure, elle n'est pas tolérante aux dommages, car lorsque la fissure finit par traverser la zone de compression, sa croissance n'est pas limitée et elle est rapide.

### **1.3 Comparaison entre les techniques de réparation**

La technique de réparation des structures par un matériau composite peut être prise comme étant un assemblage de structures. Les méthodes conventionnelles utilisées pour un assemblage de structures peuvent être classées en deux grandes catégories : mécanique (rivetage et/ou boulonnage, . . .) et physico-chimique (collage, soudage, . . .). L'assemblage des structures composites stratifiées therm durcissables pose des problèmes particuliers. Une comparaison entre la technique de réparation par collage et les autres procédés d'entretien est présentée dans cette section ainsi que les avantages et les inconvénients de cette technique.

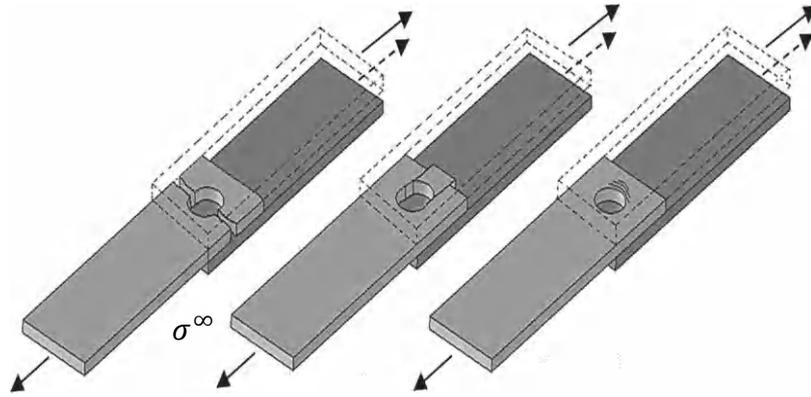


FIGURE 1.5 : Création de zones de concentration des contraintes aux niveaux des boulons

### 1.3.1 Réparation par collage face au fixation mécanique

Une discussion sur les mérites relatifs des réparations collées et boulonnées est en fait une mise au point sur les joints collés et ceux à fixation mécanique. Un assemblage mécanique est avantageux par sa possibilité de démontage ultérieurement et qu'il peut être réalisé dans un environnement non contrôlé. L'usinage des trous dans les éléments à assembler, permettant les fixations mécaniques, affaiblit évidemment la capacité de charge des éléments et produit des contraintes concentrées au niveau des surfaces des boulons (Figure 1.5). Aussi, une nouvelle zone plus faible mécaniquement sera créée en causant la défaillance de la réparation, à cause de la rupture des renforts [36], et en entraînant des accentuations locales des contraintes. Ceci est particulièrement vrai pour les assemblages structurels composites qui nécessitent un renforcement local tel qu'un entrelacement métallique, des doublures, des bandes d'adoucissement ou une accumulation locale de plis pour développer une résistance acceptable des assemblages boulonnés. D'autre part, les assemblages collés ne devraient pas être effectués à moins que des étapes de nettoyage et de traitement rigoureuses puissent être respectées dans un environnement contrôlé. La zone où s'effectue le nettoyage de la surface des pièces doit être isolée des opérations telles que le ponçage ou le meulage qui génèrent de la poussière, des vapeurs d'huile ou d'autres contaminants. Tout le personnel manipulant des pièces nettoyées doit porter des gants blancs non pelucheux. Après le nettoyage et l'application d'une couche, les pièces doivent être scellées dans du papier ou du film polyéthylène non contaminant et exempt d'huile. Avant tout, le joint doit être conçu de manière à ce que l'adhésif soit sollicité dans la direction de sa résistance maximale (cisaillement) et que les contraintes de tension ou de pelage soient minimisées. Si les

étapes de traitement contrôlées sont soigneusement suivies, en mettant l'accent sur les points concernant le maintien d'une surface de collage correctement préparée et le bon ajustement des détails de la pièce, il est possible de produire des joints très efficaces qui répartissent la charge sur une grande surface et éliminent les sur-contraintes. En règle générale, les joints adhésifs s'avèrent plus efficaces. Lehman et al.[37] ont montré qu'un joint à double recouvrement en bore/époxyde, est plus rentable qu'une même structure fixée mécaniquement avec des boulons. Cependant, les défauts dans les structures collées épaisses peuvent se propager de manière catastrophique, c'est pourquoi les fixations mécaniques sont préconisées comme un chemin de charge sûr. Des fixations mécaniques doivent être utilisées dans un tel cas, même si la solution de collage peut être réalisée impeccablement. Les avantages du collage, face à la fixation mécanique, peuvent être cités dans les points suivants :

- Permet un assemblage des pièces sans les affaiblir.
- Assure une distribution régulière des contraintes sur une large zone (pas de concentration des contraintes).
- L'assemblage assure une continuité de la liaison et une bonne étanchéité.
- Permet un gain de poids.
- Amortissement des bruits et vibrations.

Il existe toutefois Quelques inconvénients de la méthode de réparation par collage :

- La nécessité d'une préparation méticuleuse pour l'installation du patch composite et l'obtention de bons résultats.
- Le démontage de composants collés ou leur recyclage peut s'avérer difficile ou impossible.
- Mauvaise maîtrise de la durabilité des colles face aux agents agressives(chimique).

### **1.3.2 Réparation par collage face au soudage**

La réparation par collage est une méthode de réhabilitation très efficace pour les structures métalliques corrodées ou fissurées, en comparaison avec la technique de soudage. L'exemple de la réparation de pipelines (Figure 1.6) peut s'avérer un cas plus concret

pour effectuer une comparaison. Les canalisations de transport dans l'industrie pétrolière et gazière subissent des pertes métalliques internes et/ou externes dues à l'érosion et/ou à la corrosion provoquées par le transport des produits dans un environnement corrosif. Il existe des millions de kilomètres de pipelines posés dans le monde pour transporter des produits tels que le pétrole et le gaz naturel [38]. En 2007, plus de 60 % des pipelines de transport de pétrole et de gaz dans le monde ont plus de 40 ans de service et le besoin de leur réhabilitation est devenu nécessaire pour maintenir leurs capacités de fonctionnement maximales [39]. Ces pipelines sont soumis à une détérioration due à plusieurs facteurs, notamment les dommages causés par les défauts de matériaux et de fabrication, les efforts externes et la corrosion [40, 41]. La détérioration des pipelines en acier est un problème courant et grave, qui entraîne des coûts et des désagréments considérables pour l'industrie et le public [42]. Dans ce contexte, l'utilisation de joints collés composites pour leur réparation a commencé à être développée et appliquée. La plus grande croissance de cette nouvelle pratique s'est produite en 2006, lorsque la première norme ISO/PDTS 24817 a été définie pour répondre à une nécessité de l'industrie pétrolière et gazière à la réparation des tuyaux par des joints collés en utilisant des matériaux composites. Cette technique présente plusieurs avantages par rapport à la méthode de soudage conventionnelle. Tout d'abord, la réparation est plus rapide à effectuer car l'application est facile et directe, et le pipeline peut continuer à fonctionner pendant que la réparation est appliquée. Le risque d'incendie et d'explosion, comme dans le cas de soudage ou de découpage, est complètement éliminé [43] et, enfin, la réparation par collage des matériaux composites est plus économique que les autres méthodes de réparation. Lors d'une comparaison, il a été constaté que cette technique de réparation était 24 % moins chère que la réparation d'un manchon en acier soudé et 73 % moins



FIGURE 1.6 : Réparation par collage des pipes

chère que le remplacement d'une section de tuyau défectueux [44]. La technique de réparation par patch composite ralentit également la croissance de la corrosion externe en protégeant les dommages de l'environnement pendant que la canalisation reste en service [45]. En outre, les composites sont devenus une option rentable pour la réparation d'autres canalisations désuètes, telles que les canalisations d'égout corrodées [46], les systèmes municipaux d'approvisionnement en eau et les canalisations et tuyauteries de traitement. Toutanji et al. [47] ont montré que les polymères renforcés de fibres de carbone (PRFC) sont plus performants que ceux renforcés de fibres de verre ou d'aramide, car ils améliorent la capacité de pression interne des tuyaux, ce qui augmente considérablement la résistance, la durabilité et les propriétés corrosives du système.

#### 1.4 Phénomène de transfert de charge

Les réparations des plaques métalliques par la technique de fixation mécanique étaient l'approche recommandée, cependant, comparées aux plaques collées, elles sont moins efficaces et plus sujettes aux problèmes pour les raisons décrites dans ce chapitre. Pour illustrer l'efficacité du renforcement par le collage par rapport à la fixation mécanique, une comparaison simple est effectuée en modélisant les réparations comme des joints à recouvrement équivalents, comme le montrent les Figures (1.7) et (1.8). Ces schémas illustrent des joints représentant des réparations par patch sur une structure mère fissurée dans l'élément de joint inférieur. Dans les joints mécaniques, si l'on se réfère à la Figure (1.7), les charges sont transférées entre les éléments du joint principalement par compression sur les faces internes des trous de fixation, ce qui entraîne de fortes concentrations de contraintes locales. Une composante plus faible de la charge est transmise par cisaillement sur les faces extérieures des éléments par friction, en fonction du ni-

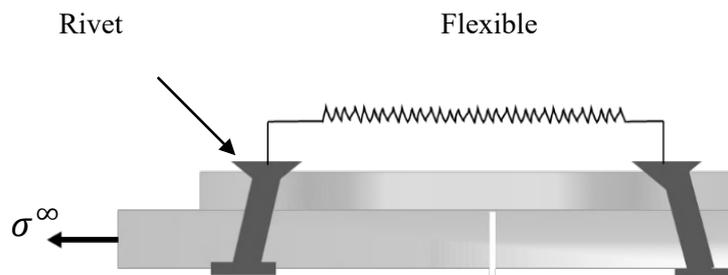


FIGURE 1.7 : Schéma d'un joint de réparation par rivets

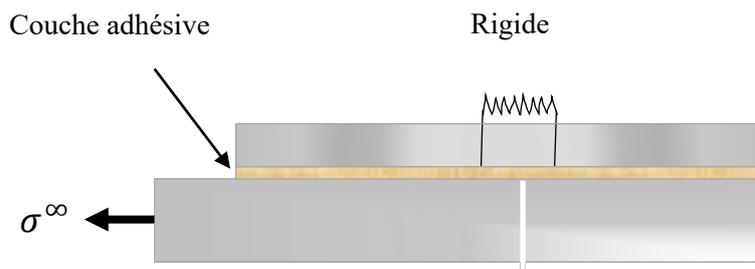


FIGURE 1.8 : Schéma d'un joint de réparation par collage

veau de contrainte sur la surface du joint produit par le serrage lors de l'application de la fixation. Le joint mécanique est généralement assez souple ou flexible. La faible rigidité est donc illustrée par le long ressort de la Figure (1.7). En raison de l'efficacité de renforcement relativement faible des réparations mécaniques, les composants présentant des fissures ne peuvent généralement pas être renforcés de manière satisfaisante. Les réparations par fixation mécaniques sont généralement conçues simplement pour restaurer la résistance statique. Swift [48] a montré que ces réparations, si elles ne sont pas bien conçues, peuvent réduire considérablement la durée de vie en fatigue. En revanche, les charges dans les joints collés sont transférées par cisaillement sur la surface des éléments. En raison de la grande surface de transfert de charge, qui s'étend jusqu'à la zone fissurée, le joint collé est intrinsèquement beaucoup plus rigide que le joint mécanique. Ceci malgré la faible rigidité de l'adhésif par rapport aux fixations métalliques. La longueur de transfert détermine le taux de transfert de charge de la région fissurée dans les adhérents composites, qui est fonction de la géométrie et des propriétés mécaniques de l'ensemble du joint[27]. Ainsi, comme l'illustre le ressort court de la Figure (1.8), les joints collés fournissent un renfort très rigide et donc très efficace. Cela minimise l'ouverture de la fissure et donc l'intensité de la contrainte dans le cas d'une fissure colmatée. Il devient alors possible de colmater avec succès les fissures vivantes. Enfin, dans un joint bien conçu, avec des extrémités coniques optimales, il n'y a donc que des régions locales mineures de forte déformation dans l'adhésif aux extrémités du joint mais pas de concentrations de contraintes majeures dans les éléments de joint où le patch se termine [49].

## 1.5 Patchs composites versus patchs métalliques

Les avantages de l'utilisation des matériaux composites de haute performance tels que carbone/époxyde et bore/époxyde ou graphite/époxyde par rapport aux alliages métalliques, sont :

- Rigidité directionnelle élevée permettant l'utilisation de patchs minces (importantes pour les réparations externes) et l'application de renforcement uniquement dans les directions souhaitées.
- Déformation diminuée et durabilité sous charge cyclique, ce qui minimise le risque de défaillance du patch même à des niveaux de déformation élastique assez élevés dans la structure métallique mère.
- Faible densité, (un avantage important) où les changements dans l'équilibre d'une surface de contrôle doivent être minimisés.
- Excellente formabilité qui permet la fabrication à faible coût de patchs aux contours complexes.

Un autre avantage important de l'utilisation des composites réside dans le traitement de la surface de précollage des patchs composites (avec matrices thermodurcissables) qui est moins exigeant que dans le cas des métaux. En effet, l'abrasion mécanique pour produire une surface non contaminée à haute énergie est tout ce qui est nécessaire. Alternativement, le patch composite peut être traité et durci sur le composant métallique avec l'adhésif, ce qui évite le besoin de tout traitement de surface du patch et simplifie la procédure de sa fabrication. Dans la plupart des applications de réparation, l'utilisation de patchs unidirectionnels [0°] est optimale car cela fournit la plus grande efficacité de renforcement dans le sens de chargement et minimise le raidissement indésirable dans d'autres directions en terme de réduction du facteur d'intensité de contrainte. Cependant, dans certaines applications avec des composants à forte contrainte uni ou bidirectionnel, ou lorsque l'on craint que la fissure change d'orientation, il peut être souhaitable de fournir un renforcement transversal et/ou cisailé. Cela peut être réalisé en utilisant un stratifié avec un nombre approprié de plis orientés à 90° ou alternés entre +45° et -45° comme on le verra au Chapitre 4.

## 1.6 Choix des matériaux pour la réparation

Les trois étapes critiques de la mise en œuvre d'une réparation collée sont la conception, le choix des matériaux et l'application. Dans ce chapitre, les diverses considérations associées à la sélection des matériaux seront abordées ainsi que certaines diverses questions d'ingénierie des matériaux associées. Une réparation bien conçue ne peut être efficace que si le patch est fortement collé par adhérence à la structure. Par conséquent, les problèmes de résistance des adhérents, d'adhésivité et de durabilité de l'adhérence sont absolument importants pour une réparation pleinement réussie. Le matériau choisi constituant le patch est presque toujours métallique ou composite regroupant de nombreuses classes de matériaux différents avec de divers avantages et inconvénients associés à leur utilisation. Plus récemment, des matériaux métalliques stratifiés dits matériaux à gradient de fonction ou FGM (Functionally Graded Material) sont utilisés avec succès pour les réparations collées [50, 51]. Le tableau (1.1) Résume les avantages et les inconvénients des matériaux métalliques et composites pour les réparations par collage. L'utilisation de produits chimiques pour modifier la surface adhérente avant le collage est une étape essentielle du processus de réparation et nécessite un examen attentif car l'utilisation inappropriée de certains de ces produits chimiques peut causer des dommages supplémentaires à la structure, comme dans le cas des acides par exemple. D'autre part, le choix de l'adhésif joue un rôle très important pour une réparation adéquate. La technologie des adhésifs a connu une croissance rapide ces dernières années et les adhésifs et sont maintenant largement utilisés dans divers domaines de la construction mécanique tels que l'automobile, l'aérospatiale et le maritime. Les adhésifs les plus courants peuvent être classés comme appartenant à une ou plusieurs des classes suivantes : structurelle , thermofusible, à base d'eau ou sensible à la pression. Parmi ceux-ci, seule la classe structurelle est intéressante dans cette thèse. Les adhésifs structuraux sont définis comme les adhésifs capables de supporter des charges importantes.

### 1.6.1 Systèmes patches

#### 1.6.1.1 Patches métalliques

L'objectif habituel d'une réparation collée est de restaurer la structure endommagée à son état d'origine en termes de résistance et de rigidité. Le choix le plus évident du ma-

TABLEAU 1.1 : Matériaux composites versus métalliques

Matériaux	Avantages	Inconvénients
Matériaux métalliques	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Longue durée de conservation</li> <li>• Propriétés mécaniques bien connues</li> <li>• Comportement élastique isotrope</li> <li>• Coefficient de dilatation thermique élevé</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Nécessite un traitement de surface minutieux</li> <li>• Sensible à la corrosion et à la fatigue</li> <li>• Difficile à former sur des surfaces complexes</li> </ul>
Matériaux composites	<ul style="list-style-type: none"> <li>• léger</li> <li>• Résistant</li> <li>• Rigidité élevée</li> <li>• Matériau à la demande</li> <li>• Facile à former (géométrie complexe)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Faible coefficient de dilatation thermique</li> <li>• Durée de conservation relativement courte (à l'état non durci)</li> </ul>

tériau de réparation est celui à partir duquel la structure est déjà fabriquée. Pour les avions, il s'agit généralement d'un alliage d'Aluminium de la série 2000 ou 7000. Les autres matériaux courants sont l'acier et le titane. Ces trois matériaux peuvent généralement être traités avec succès pour produire des liaisons durables et peuvent donc être considérés comme des matériaux de réparation potentiels. Le magnésium, d'autre part, est difficile à lier, et bien que certaines réparations collées aient été effectuées sur des composants en magnésium, il ne serait généralement pas considéré comme un matériau de réparation. L'utilisation des matériaux d'origine pour la conception de la réparation peut aider à simplifier le processus de conception. Cependant, il existe également de très bonnes raisons d'envisager l'utilisation d'un matériau de remplacement ; Les matériaux de réparation métalliques sont souvent facilement disponibles et, bien sûr, comparés aux composites, ont une durée de conservation infinie. Par rapport aux composites, les métaux ont des propriétés isotropes qui peuvent être importantes si l'on s'inquiète d'états de contrainte inhabituels. Une réparation métallique peut même mieux résister à des charges multiaxiales et peut être à des niveaux élevés de contraintes à travers l'épais-

seur. D'autre part, de nombreuses réparations sont nécessaires sur une structure relativement plate où les charges provoquant la fissuration sont dans un sens et dans ce cas l'utilisation de composites unidirectionnels peut produire une réparation beaucoup plus efficace. Pour le même niveau d'efficacité de réparation, une réparation métallique dans cette situation serait plus épaisse et plus lourde et cela peut être un problème où l'équilibre ou la douceur aérodynamique est nécessaire. Les métaux ont un coefficient de dilatation thermique plus élevé que les composites, ce qui peut être un avantage lorsque des adhésifs durcissables à température élevée sont utilisés.

#### 1.6.1.2 Patches composites

Les principaux matériaux non métalliques utilisés sont les composites bore/époxyde, graphite/époxyde et carbone/époxyde. Les composites en fibre de verre ne sont pas trop utilisés en raison de leur faible rigidité. Les fibres de bore ont été signalées pour la première fois en 1959 et constituaient la fibre originale à haut module avant le développement des fibres de graphite dans les années 1960. Les composites à bore ont été utilisés pour produire des composants d'avion et d'hélicoptère. La pale d'hélicoptère est l'un des exemples de l'utilisation des stratifiés composites bore/époxyde [52]. Une grande partie de l'utilisation du bore dans la fabrication d'aéronefs à grande échelle a récemment cessé en raison du développement de fibres de carbone plus rentables. Les réparations de structures métalliques par collage de patch composite sont devenues une solution utile pour prolonger la durée de vie des structures d'aéronefs au cours des deux dernières décennies. Ces réparations constituent une méthode efficace pour restaurer la capacité de charge ultime de la structure. La fibre de carbone présente :

- un coefficient intermédiaire de dilatation thermique qui aide à minimiser le niveau de contrainte résiduelle. Cela contraste avec les fibres de graphite mentionnées ci-dessous.
- Aucun problème de corrosion galvanique lorsqu'il est collé à des matériaux de cellule courants.
- une bonne combinaison de résistance élevée à la compression et à la traction.

#### 1.6.2 Systèmes adhésifs

La technologie des adhésifs a connu une croissance rapide au cours des 50 dernières années. Ils sont maintenant largement utilisés dans des marchés tels que l'automobile,

l'aérospatiale, la construction et l'emballage. Les adhésifs les plus courants peuvent être utilement classés comme appartenant à une ou plusieurs des classes suivantes : structurelle, thermofusible, à base d'eau ou sensible à la pression. Parmi celles-ci, seulement les adhésifs structuraux qui sont les plus couramment utilisés. Ils sont définis comme étant capables de supporter des charges importantes, plus susceptibles de coller des ensembles et habiles de supporter des charges importantes[18].

#### 1.6.2.1 Types d'adhésifs structuraux

Dans la classe des adhésifs structuraux, il existe un certain nombre de types d'adhésifs. Les plus importants sont les époxydes, les acryliques modifiés, les polyuréthanes, les cyanoacrylates, les phénoliques et les polyamides. Les cyanoacrylates durcissent en raison de la présence de molécules d'eau sur les adhérents qui agissent comme sites d'initiation à la polymérisation. Ils ont une excellente résistance au cisaillement, mais sont relativement cassants avec une faible résistance au pelage, ne conviennent pas pour combler les lacunes et sont dégradés par l'humidité. Les contraintes de retrait relativement élevées sur la cicatrisation atténuent également leur utilisation dans les réparations collées. Les polyuréthanes ont une bonne ténacité et flexibilité, mais ont tendance à ne pas avoir la résistance au cisaillement élevée et les capacités de température requises pour les réparations collées. Les adhésifs phénoliques étaient les adhésifs structuraux originaux utilisés dans la construction aéronautique, mais avaient tendance à être très fragiles jusqu'à l'introduction de composés phénoliques modifiés « Redux » qui avaient une résistance au pelage plus élevée. Les adhésifs phénoliques présentent une excellente durabilité de liaison et les composés phénoliques modernes modifiés au nitrile sont largement utilisés dans une gamme d'applications exigeantes. Cependant, ils nécessitent des températures et des pressions de durcissement élevées qui peuvent être difficiles à supporter dans une situation de réparation. Les autres principaux adhésifs structuraux sont ceux capables de fonctionner à très haute température tels que les adhésifs polyamides. Ceux-ci pourraient être pris en compte dans des applications de réparation spécialisées, cependant, par rapport aux époxydes ou aux acryliques, ils ont tendance à être difficiles à durcir. Les deux types d'adhésifs utilisés avec le plus de succès pour les réparations collées sont les époxydes et acryliques modifiés. Les acryliques sont normalement produits sous forme de pâte, cependant, les époxydes sont généralement disponibles en version pâte et film. Les adhésifs à film ont la résine et les agents de dur-

cissement pré-mélangés en usine et sont ensuite enduits sur un mince tissu de support sous la forme d'un film fin. Les avantages de ce type sont que les erreurs ne peuvent pas être commises dans le mélange (bon rapport de durcisseur), et le film facilite l'obtention de lignes de liaison d'épaisseur uniforme et les adhésifs de film sont beaucoup plus faciles à appliquer et à manipuler que les pâtes. Les inconvénients sont l'augmentation du coût. Les adhésifs sous forme de film doivent être réfrigérés pour fournir une durée de conservation raisonnable.

### 1.6.2.2 Propriétés adhésives de l'époxyde

Les époxydes sont disponibles dans une très large gamme de formulations et de types, mais se caractérisent généralement par des niveaux élevés de résistance, une bonne capacité de température, de faibles contraintes de retrait sur le durcissement et la capacité de former des liaisons durables. Les époxydes sont normalement considérés comme les plus chers des types d'adhésifs courants (bien qu'ils ne soient pas aussi chers que les polyamides à haute température). La capacité de former des liaisons durables dépend fortement du niveau de traitement de surface appliqué aux adhérences métalliques. La capacité de température de l'adhésif dépend de la température de durcissement et donc pour les réparations de la structure qui travaille dans des températures élevées, un durcissement à température élevée est nécessaire. Les époxydes de durcissement à température ambiante sont généralement disponibles sous forme de pâte (généralement deux composants) et ces adhésifs peuvent souvent fournir une capacité de température modérée avec un post-durcissement au-dessus de la température de fonctionnement. Certaines pâtes peuvent également fournir une capacité de température plus élevée, cependant, pour le service à 100 °C ou plus, les adhésifs à film sont couramment utilisés [35]. Les acryliques étaient trop fragiles pour être d'une grande utilité pratique dans les joints structurels. Les acryliques modifiés ou trempés au caoutchouc ont de bonnes résistances au cisaillement et au pelage, bien que leurs résistances au cisaillement ne soient généralement pas aussi élevées que celles des époxydes. D'habitude, ils durcissent généralement rapidement à température ambiante, dans certains cas en 1 à 2 minutes, et ils ont la capacité de lier facilement une gamme de matériaux (adhérents différents). Les acryliques modernes sont capables de produire des adhérences solides et durables aux surfaces d'Aluminium et d'acier non préparées où les adhésifs époxydes sont incapables d'y parvenir. Les systèmes de collage disponibles nécessitent le mélange de deux com-

posants. Il est possible d'utiliser un activateur appliqué sur un adhérent et l'adhésif sur l'autre, ce qui simplifie la manipulation par rapport aux époxydes en deux parties. Les inconvénients qui se présentent sont : l'odeur plus ou moins désagréable et la capacité de température limitée, ce qui peut être un handicap pour des réparations plus importantes. Les acryliques sont largement utilisés dans certaines applications industrielles où l'aptitude de coller rapidement des tôles d'acier mal préparées est un avantage important et peut même remplacer l'utilisation du soudage par points ou du rivetage.

### 1.6.2.3 Sélection des adhésifs

Un concepteur d'une réparation par collage dispose d'une très large gamme d'adhésifs parmi lesquels il doit choisir. Bien qu'en pratique, la sélection soit généralement faite à partir des adhésifs facilement disponibles. Les deux critères de sélection les plus importants sont la température et l'aptitude de transfert de charge. Une approche conservatrice consiste à utiliser un adhésif pour réparer le pouvoir température et le rendre égal à celui de la structure d'origine. On donne l'exemple d'une réparation d'une structure aéronautique dont la sélection des adhésifs diffère pour les avions commerciaux que pour les avions militaires. Cependant, l'amélioration de la durabilité pour la cure à température élevée doit toutefois être mise en balance avec les autres problèmes qui peuvent se développer, tels que l'augmentation des contraintes résiduelles induites thermiquement. La capacité de transfert charge requise de l'adhésif doit être soigneusement prise en compte. Certains fabricants d'adhésifs structuraux commencent maintenant à fournir des données de conception sous forme de données sur la contrainte de cisaillement et la déformation par cisaillement. Deux paramètres clés pour le transfert de charge sont ; L'adhésif doit avoir une résistance au cisaillement suffisante pour ne pas céder excessivement sous les charges de conception, et il faut prendre soin de concevoir avec des adhésifs relativement fragiles qui ne peuvent pas fournir un type de défaillance souple et flexible sous des charges élevées. C'est-à-dire ceux perpendiculaires au plan de l'articulation. La sagesse de conception conventionnelle avec des joints adhésifs est d'éliminer ces contraintes par l'utilisation de différentes techniques de conception qui seront présentées au chapitre suivant. D'autres critères qui peuvent être importants dans le choix d'un adhésif de réparation pourraient être la disponibilité et la capacité de durcir à basse température. Certains adhésifs sont capables de durcir à des températures inférieures à leur température de durcissement annoncée, bien que ce ne soit pas toujours le cas.

Un concepteur d'une réparation par collage dispose d'une très large gamme d'adhésifs parmi lesquels il doit choisir. Bien qu'en pratique, la sélection soit généralement faite à partir des adhésifs facilement disponibles. Les deux critères de sélection les plus importants sont la température et l'aptitude de transfert de charge. Une approche conservatrice consiste à utiliser un adhésif pour réparer le pouvoir température et le rendre égal à celui de la structure d'origine. On donne l'exemple d'une réparation d'une structure aéronautique dont la sélection des adhésifs diffère pour les avions commerciaux que pour les avions militaires. Cependant, l'amélioration de la durabilité de la réparation à température élevée doit toutefois être mise en équilibre avec les autres problèmes qui peuvent se développer, tels que l'augmentation des contraintes résiduelles induites thermiquement. L'aptitude de transfert de charge requise de l'adhésif doit être soigneusement prise en compte. Actuellement, certains fabricants d'adhésifs structuraux commencent à fournir des données de conception sous forme de données sur la contrainte et la déformation par cisaillement. Deux paramètres clés pour le transfert de charge : L'adhésif doit avoir une résistance au cisaillement suffisante pour ne pas céder excessivement sous les charges de conception, et il faut prendre soin lors de la confection avec des adhésifs relativement fragiles ne pouvant pas fournir un type de défaillance souple et flexible sous des charges élevées. L'objectif majeur de la conception conventionnelle avec des joints adhésifs est d'éliminer ces contraintes par l'utilisation de différentes techniques de conception qui seront présentées au chapitre suivant. D'autres critères peuvent être importants dans le choix d'un adhésif de réparation tels que la disponibilité et l'aptitude de durcissement à basse température. Certains adhésifs sont capables de se durcir à des températures inférieures à leur température de durcissement annoncée, bien que ce ne soit pas toujours le cas [53].

## **Conclusion**

Bien qu'elle est simple dans son concept et souvent dans son application, la technologie de réparation par le collage des patches composites peut s'avérer difficile du point de vue scientifique et technique, en particulier pour la réparation des structures primaires. En effet, elle implique des contributions interdisciplinaires de plusieurs domaines, notamment l'analyse des contraintes, les matériaux composites, le collage structurel, la mécanique de la rupture linéaire élastique, la fatigue et la corrosion structurale. Lors de la

réparation par collage, la colle est utilisée pour adhérer les matériaux ensemble. La force d'adhérence de la colle doit être suffisante pour maintenir les matériaux ensemble dans des conditions de service. De plus, elle doit être capable de résister aux contraintes et aux environnements dans lesquels les matériaux seront utilisés. Si les contraintes sont trop importantes ou si l'environnement est trop agressif pour la colle, elle peut se dégrader avec le temps, ce qui affaiblira la réparation et pourrait causer une défaillance ultérieure. En conclusion, la sélection de la bonne colle pour la méthode de réparation par collage et le bon choix d'utilisation de patches composites est essentielle pour garantir une réparation réussie et durable. Les propriétés de la colle doivent être compatibles avec les propriétés des matériaux d'origine et les conditions de service pour assurer une adhérence suffisante et une durabilité à long terme.

# Caractérisation de la technique de réparation par joints collés

## Introduction

L'élaboration des matériaux vise un objectif bien défini, pour lequel ces derniers doivent montrer des performances telles que sa formabilité, son usinabilité, sa durabilité, sa fiabilité...etc. Ces performances peuvent être atteintes grâce aux propriétés des matériaux. En amont, elles sont dépendantes des structures et donc des élaborations mais en aval, elle conditionne certaines performances essentielles. Au-delà de la signification courante du mot endommagement, dégradation, détérioration d'un objet, la définition de la défaillance est donnée à partir de la :

- Fonction : lorsque le système ne parvient pas à fonctionner avec succès, il a une performance réduite en termes de capacité de production ou de qualité.
- défaillance : lorsque la machine remplit sa fonction mais le fait avec une récurrence d'événements qui déterminent des retenues ou un fonctionnement présentant des risques supérieurs aux niveaux considérés comme acceptables pour l'exploitation. De ce point de vue, une défaillance est considérée comme une immobilisation de la machine due à des causes qui pourraient être résolues par le remplacement ou la réparation de pièces et qui nécessitent des travailleurs ayant les compétences pour reconnaître et résoudre le problème. Il s'agit d'actions correctives.
- Intégrité structurelle de la machine : lorsqu'un dommage est détecté dans les par-

ties structurelles et s'il progresse, il affecterait le fonctionnement et pourrait conduire à une défaillance catastrophique qui affecterait les parties les plus importantes et les plus coûteuses de l'équipement.

Les systèmes mécaniques, hydrauliques, pneumatiques, électriques et électroniques, sont construits de nombreux matériaux métalliques et non métalliques différents, ce qui fait que les différentes parties sont en contact entre elles, avec des fluides et des facteurs environnementaux divers, ceci rend impossible l'étude des modes de défaillance des machines en question. Cependant, il existe un ensemble d'éléments communs des machines qui, indépendamment de leur application, ont des modes de défaillance qui leur sont propres et peuvent donc être étudiés de manière générique ainsi que la nature du matériau constitutif. Ces éléments sont, par exemple, les arbres, les composants de transmission (engrenages, chaînes et courroies), les bagues et les roulements, les fixations mécanique (boulons filetés, rivets, goupilles et clavettes), les rotors des machines tournantes telles que les pompes centrifuges, les compresseurs rotatifs...etc.

## **2.1 Problèmes liés au vieillissement des composants structurels**

Pour minimiser le poids, les composants métalliques sont principalement constitués d'alliages d'Aluminium à haute résistance. Des alliages d'acier et de titane sont également utilisés, mais uniquement lorsque des capacités de résistance ou de température plus élevées sont requises et que la perte de poids peut être acceptée. Toutes les structures métalliques sont susceptibles de se dégrader par fissuration et corrosion en service, en particulier lorsque la conception, la fabrication ou l'utilisation de l'acier ne sont pas appropriées. Toutes les structures métalliques sont susceptibles de se dégrader par fissuration et/ou corrosion en service, en particulier lorsque la conception, la fabrication ou la protection de l'environnement ne sont pas adaptées à l'utilisation réelle. Dans les avions civiles et surtout militaires, la fissuration ou la fissuration par fatigue peuvent être un problème plus important qu' a été prévu à l'origine en raison des chocs accidentels et l'exposition à un usage plus sévère (charge plus élevée) que prévu. La corrosion est un problème dans les avions plus anciens en raison de l'utilisation d'alliages sensibles et de processus de protection inadéquat contre la corrosion. En raison des budgets limités et de l'escalade des coûts de remplacement, de nombreux aéronefs sont maintenus



FIGURE 2.1 : Corrosion autour des trous de fixation induisant la nucléation des fissures.

en service bien après la fin de leur vie utile. Ces problèmes de dégradation deviennent donc un problème opérationnel et économique majeur. Par exemple, l'Australie prévoit de maintenir le F-111 en service jusqu'en 2020, date à laquelle il aura plus de 50 ans. Plusieurs avions de la flotte de l'USAF, par exemple le C-141 et le B-52, ont actuellement plus de 30 ans, et la plupart d'entre eux ne sont pas prévus d'être remplacés dans les 10 à 20 prochaines années[54].

De telles dégradations peuvent également entraîner des fissures de corrosion sous contraintes souvent parallèles à la direction du grain et donc à la direction de la charge. Elles ne constituent donc pas une menace majeure pour l'intégrité structurelle, à moins qu'elles ne provoquent pas des fissures de fatigue transversales. De telles fissures résultent d'une déformation plastique cyclique très localisée causée par des charges de service fluctuantes. Ces fissures constituent la plus grande menace pour l'intégrité structurelle car elles se développent perpendiculairement à la direction de la charge appliquée et finissent par rompre le chemin de la charge. La présence d'un environnement agressif peut également augmenter sensiblement le taux de croissance des fissures, rendant les intervalles d'inspection très difficiles à estimer, ou trop courts pour être économiques. Les dommages généralisés, c'est-à-dire les fissures mineures étendues dans une structure à trajets de charge multiples, constituent une préoccupation importante pour les aéronefs vieillissants[54].

## 2.2 Effets de la dégradation environnementale

De nos jours, le collage a gagné en importance en tant que méthode d'assemblage souhaitable pour intégrer différentes pièces. Cependant, l'une des principales préoccupations des joints collés est que la couche d'adhésif et les interfaces entre les adhérents et la couche d'adhésive sont sensibles aux environnements hostiles. Pour cette raison, une tendance à mieux connaître les effets de dégradation environnementale pour mieux concevoir convenablement les composants des joints collés, en particulier dans le cas des éléments porteurs primaires, où des précautions de sécurité comme des fixations mécaniques supplémentaires sont généralement mises en œuvre. Un autre inconvénient est que le collage est un processus irréversible, ce qui rend difficile le démontage des joints en cas d'inspection ou de réparation. Dans l'industrie de transport, les structures qui contiennent des joints collés sont constamment soumises à des charges de fatigue. C'est pourquoi, au cours des dernières décennies, plusieurs chercheurs ont étudié la résistance à la fatigue des joints collés en tenant compte de différents procédés de fabrication, techniques de collage, configurations de joints, rapports de contraintes, taux de charge et conditions environnementales. Les essais de fatigue prennent beaucoup de temps et présentent une dispersion importante des résultats. Des efforts ont également été faits en ce qui concerne le développement d'outils de conception appropriés pour la prédiction de la défaillance en fatigue. Cependant, il s'agit d'un véritable défi en raison de la nature complexe de l'initiation et de la croissance des dommages sous chargement cyclique. C'est pourquoi certains auteurs ont recommandé de concevoir des joints collés en tenant compte des effets environnementaux [55]. La présence d'humidité et de températures élevées ou basses dégrade profondément la résistance des joints collés. Par conséquent, peu de chercheurs ont développé des modèles analytiques et numériques qui tiennent compte de l'effet de l'environnement sur le comportement des joints, Wang et al. [56] ont effectué des études sur les réparations de plaques d'Aluminium fissurées au centre avec des patches composites graphite/époxyde à recouvrement simple. Des tests de vieillissement accéléré, sous le rayonnement ultraviolet et la pulvérisation saline, ont été effectués sur des échantillons réparés pour analyser leurs effets sur leurs propriétés statiques et de fatigue. Récemment, Mariam et al. [57] ont présenté dans leurs études, des travaux expérimentaux menés pour traiter la dégradation de la résistance

des joints collés en forme de patchs composites dans des conditions humides.

## 2.3 Facteurs affectants la fiabilité des joints

Les principaux facteurs qui affectent la résistance des joints de recouvrement sont les propriétés du matériau (adhérence et adhésif) et la géométrie (épaisseur d'adhérence et d'adhésif, et recouvrement). Les contraintes internes résiduelles dues aux effets thermiques doivent également être prises en compte. La répartition des contraintes dans les joints adhésifs n'est pas uniforme et, par conséquent, la contrainte de cisaillement moyenne (c'est-à-dire la charge divisée par la zone collée) peut être beaucoup plus faible que la contrainte maximale locale. La défaillance se produit toujours aux zones de concentrations de contrainte et il est fondamental de diminuer ces pics de contraintes si une amélioration de la résistance est nécessaire. Il existe des recommandations directrices générales dont l'objectif est d'augmenter la résistance du joint en minimisant les concentrations de contrainte :

- Utiliser un adhésif à faible module et comportement ductile.
- Utiliser des adhérences similaires ou, si ce n'est pas possible, équilibrer la rigidité.
- Utiliser une couche fine d'adhésif.
- Utiliser une grande surface collée.

Les contraintes résiduelles causées par les effets thermiques sont également discutées. Les joints collés subissent une charge de pelage, de sorte que le composite peut céder en tension transversale avant que l'adhésif ne se rompe. L'adhérent composite se sépare localement en raison de ces contraintes de pelage, détruisant ainsi la capacité de transfert de cisaillement entre les deux adhérents. Dans ce cas, la résistance du joint peut être encore améliorée en utilisant des filets adhésifs, des chanfreins adhérents, des bandes adhésives le long du recouvrement ou des joints hybrides. Ces solutions sont décrites aux sections suivantes.

### 2.3.1 Propriétés des adhésifs

Il est très important de faire la distinction entre la résistance adhésive et la résistance du joint collé. La résistance du joint peut ne pas augmenter si un adhésif plus fort est

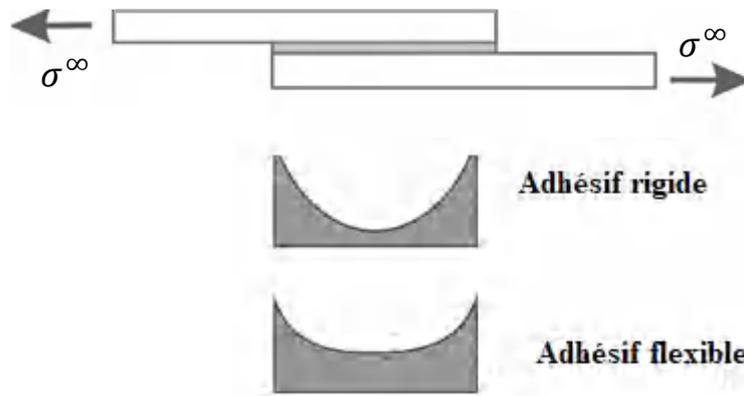


FIGURE 2.2 : Effet de la rigidité de l'adhésif sur la distribution des contraintes de cisaillement.

utilisé dans la réparation. La résistance du joint dépend non seulement de la résistance adhésive, mais aussi de sa ductilité et de sa rigidité. Les adhésives avec une ductilité et une flexibilité élevée ont généralement une faible résistance. Cependant, lorsqu'ils sont utilisés dans une réparation par collage, leur aptitude à répartir la contrainte uniformément le long du recouvrement et à se déformer plastiquement peut donner au joint collé une résistance beaucoup plus élevée qu'avec des adhésifs apparemment forts et moins ductiles [58]. Un adhésif à faible module donne une distribution des contraintes plus uniforme par rapport à un adhésif rigide où la concentration de contrainte est élevée aux extrémités du recouvrement (Figure 2.2).

Un adhésif ductile et flexible est capable de redistribuer la charge et faire participer les régions les moins sollicitées du recouvrement, tandis qu'un adhésif fragile et rigide

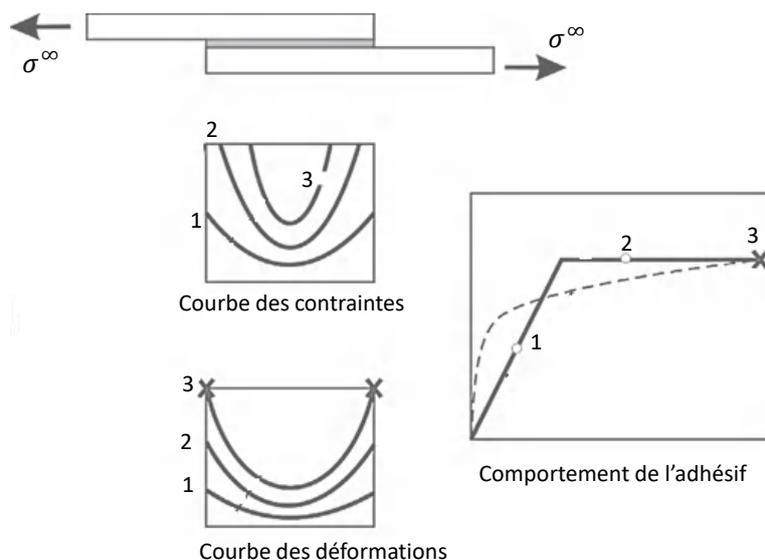


FIGURE 2.3 : Effet de la ductilité de l'adhésif sur la distribution des contraintes de cisaillement.

[6]

concentre la charge aux extrémités du recouvrement. Les adhésifs sont soit solides, cassants et rigides, soit faibles, ductiles et flexibles. L'idéal serait d'avoir un adhésif solide, ductile et souple mais c'est très difficile à réaliser, bien que les propriétés soient indépendantes. Il est recommandé d'utiliser des adhésifs ductiles, mais cela dépend également du recouvrement. Les adhésifs ductiles sont également plus résistants à la propagation des fissures que les adhésifs fragiles, ce qui donne une ténacité beaucoup plus élevée. La résistance à la fatigue est généralement plus faible pour les adhésifs fragiles. Si la limite de fatigue est mesurée en pourcentage de la résistance statique maximale des joints, la durée de vie en fatigue des joints avec des adhésifs ductiles est sensiblement plus élevée que celle des joints avec des adhésifs fragiles. Cela est dû à une répartition plus uniforme des contraintes et aussi à l'énergie de déformation plus élevée associée aux adhésifs ductiles (Figure 2.3). Dans le cas de charges non uniformes telles que le pelage ou les contraintes thermiques internes, un joint avec un adhésif ductile donnera également une meilleure réponse [6].

### 2.3.2 Propriétés de l'adhérent

Les propriétés de l'adhérent ont également un impact énorme sur la résistance des joints. Les plus importants sont l'orientation des fibres et l'épaisseur pour les adhérents composites, et le module de rigidité pour les adhérents métalliques. Cette dernière caractéristique est également fondamentale et peut expliquer de nombreuses défaillances de la réparation surtout aux extrémités, parce qu'au fur et à mesure que la charge imposée augmente, la contrainte au bord du patch augmente. Lorsque la contrainte atteint la limite d'élasticité de la structure, de grandes déformations plastiques apparaissent, créant une charnière en plastique, comme le montre la Figure 2.3. Bien que les contraintes soient limitées, les déformations associées à la contrainte dans le domaine plastique sont très importantes. Comme la déformation adhésive maximale est limitée, l'échec est atteint lorsque cette limite est dépassée. Dans le cas des adhérents composites stratifiés, il est recommandé d'avoir les couches extérieures avec une direction parallèle à la direction de chargement pour éviter la défaillance intra-laminaire de ces couches [6]. Dans tous les cas, le problème majeur est la faible résistance transversale des composites qui est du même ordre ou inférieure à la résistance à la traction adhésive. Il s'agit d'un problème majeur des joints adhésifs avec des composites qui ont tendance à se rompre de manière inter-laminaire en raison des contraintes de pelage élevées aux extrémités du cheveu-

chement, comme le montre la Figure 2.4 Pour les configurations à simple recouvrement, le problème de défaillance des réparations est amplifié à cause de l'effet de flexion dû au déplacement du centroïde.

### 2.3.3 Épaisseur de l'adhésif

L'effet de l'épaisseur de la couche adhésive sur l'efficacité de la réparation du joint est bien documenté dans la littérature. La plupart des résultats concernant des adhésifs structuraux typiques, montrent que la résistance du joint de recouvrement diminue à mesure que l'épaisseur de la couche de liaison adhésive augmente [59, 60].

Les résultats expérimentaux montrent que pour les adhésifs structuraux, la résistance optimale des joints est obtenue avec des couches adhésives minces, de l'ordre de 0,1 et 0,2 mm. Cependant, les modèles analytiques classiques tels que ceux traités par Goland et al. [61] prédisent le contraire. Il existe de nombreuses théories qui tentent d'expliquer ce fait et ce sujet est encore controversé. Adams et al. [62] ont expliqué que l'augmentation de l'épaisseur de la couche adhésive augmente la probabilité d'avoir une imperfection interne dans le joint (vides et microfissures), ce qui entraînera une rupture prématurée des joints. Crocombe [63] a montré que les joints plus épais ont une résistance plus faible en tenant compte de la plasticité de l'adhésif. Une analyse élastique montre que la distribution des contraintes d'une couche mince est plus concentrée aux extrémités du recouvrement qu'une couche plus épaisse, qui a une distribution de contrainte plus uniforme. Une couche adhésive mince atteindra donc la contrainte d'élasticité à une charge inférieure à celle d'une couche de liaison épaisse. Cependant, lorsque le rendement se produit dans un joint plus épais, il y a moins de « réserve élastique » pour supporter une charge supplémentaire (Figure 2.6). Grant et al. [64] ont constaté une réduction de la résistance des joints avec l'augmentation de l'épaisseur de la ligne de liaison lors de l'essai de joints à simple recouvrement pour l'industrie automobile avec un adhésif en époxyde.

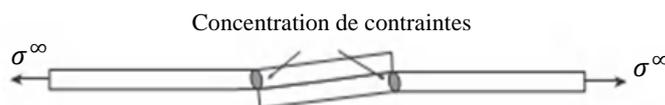


FIGURE 2.4 : Zone de déformation plastique de la structure.

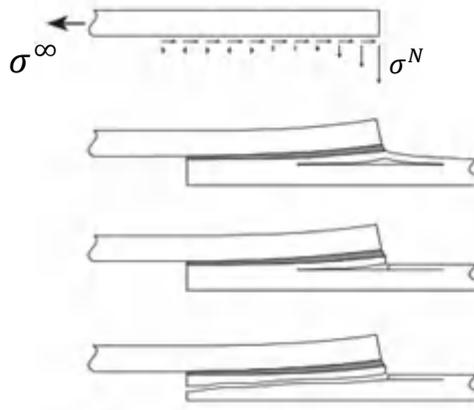


FIGURE 2.5 : Défaillance inter-laminaire du composite dans les joints adhésifs [6]

### 2.3.4 longueur de recouvrement

L'augmentation de la largeur du joint accroît proportionnellement la résistance. Cependant, l'effet de la longueur de recouvrement dépend du type d'adhésif (ductile ou fragile) et du type d'adhérent. Pour les adhérents métalliques, deux essentiels cas sont pris en compte :

- Les adhérents élastiques (cas de l'acier à haute résistance) et l'adhésif ductile.
- Les adhérents élastiques et les adhésifs fragiles.

Pour les adhérents élastiques et les adhésifs ductiles, la résistance du joint est approximativement proportionnelle au recouvrement. En effet, les adhésifs ductiles peuvent se déformer plastiquement, redistribuer la contrainte lorsque la charge augmente et utiliser tout l'ensemble du recouvrement. Dans ce cas, la défaillance de la réparation est atteinte après le rendement global de l'adhésif. Pour les adhésifs à ductilité intermédiaire,

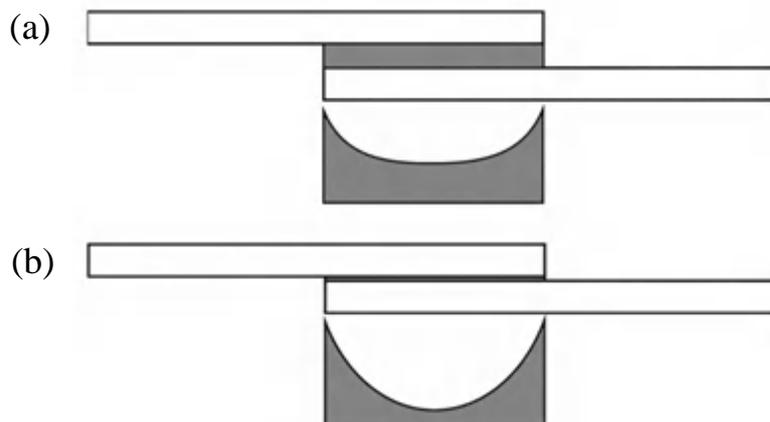


FIGURE 2.6 : Distribution des contraintes dans une couche adhésive épaisse (a) et mince (b) [59]

l'adhésif échoue parce que la déformation dans l'adhésif aux extrémités du recouvrement atteint sa déformation de cisaillement à la rupture (Figure 2.7). Pour les adhérents élastiques et les adhésifs cassants, la résistance du joint n'est pas proportionnelle au recouvrement. En effet, la contrainte est concentrée aux extrémités et un recouvrement plus long ne modifie pas la distribution des contraintes le long de ce dernier. Si se sont les adhérents qui cèdent, on dira que l'échec du joint collé est dicté par la résistance de l'adhérent. L'effet du chevauchement pour les adhérents composites est lié généralement à la résistance transversale du composite. Da Silva et Campilho [65] ont étudié cette question avec des matériaux composites en carbone/époxyde. Les principaux objectifs de ces travaux étaient la caractérisation du processus de défaillance et de la résistance des joints adhésifs. Les patches composites sont collés avec différents adhésifs sous forme de recouvrements courts et longs avec la validation de différentes méthodes de prédiction.

Ces travaux ont permis d'arrêter, pour les patches composites à simples recouvrements collés avec un adhésif ductile (Sika Force 7888), que la charge de défaillance augmente au fur et à mesure que les dimensions du recouvrement augmentent et la défaillance était cohésive dans l'adhésif pour tous les recouvrements (Figure 2.8 a) Dans le cas de l'adhésif fragile (AV138), et le chevauchement suffisamment long, l'échec observé était inter-laminaire et donc la défaillance était dictée par le composite (Figure 2.8 b).

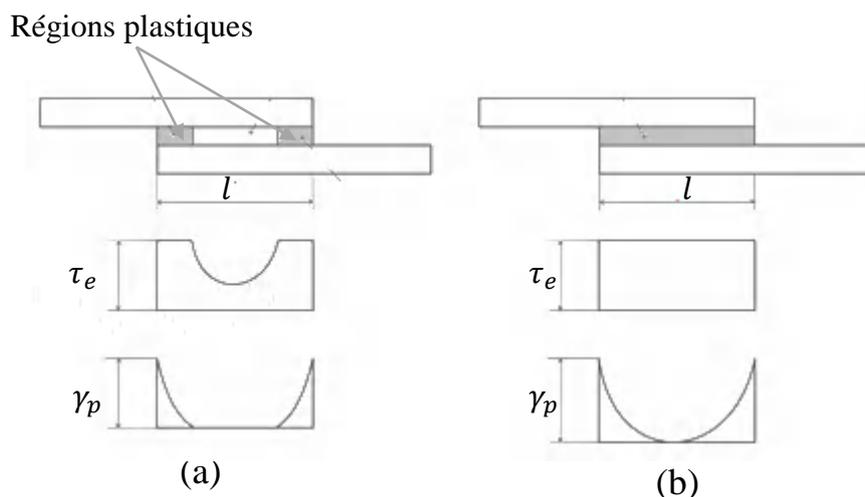


FIGURE 2.7 : Défaillance due à la déformation de cisaillement adhésif (a) et due au rendement global (b) [21].

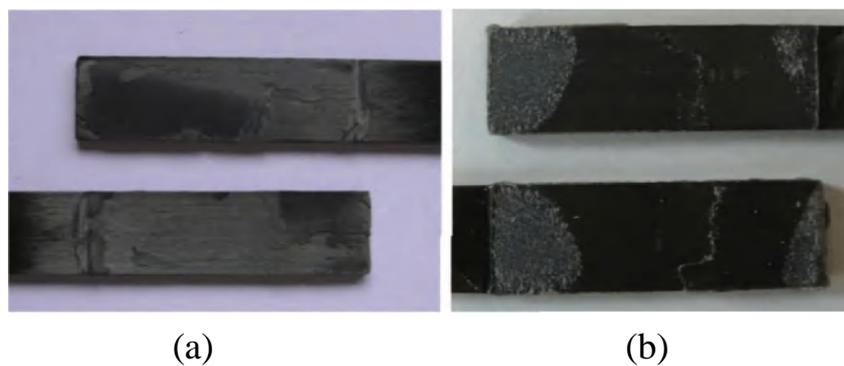


FIGURE 2.8 : Rupture cohésive des joints avec adhésif ductile Sika Force 7888 pour chevauchement 50 mm (a). Défaillance du composite pour joints avec adhésif fragile AV138 pour un chevauchement de 40 mm (b). [65]

### 2.3.5 Contraintes résiduelles

L'un des principaux avantages de l'utilisation du collage est la possibilité de coller des matériaux différents, tels que les plastiques renforcés de fibres de carbone (PRFC) à l'aluminium dans de nombreuses applications aéronautiques. Cependant, des adhérents dissemblables peuvent avoir des coefficients de dilatation thermique très différents. Ainsi, les changements de température peuvent introduire des contraintes thermiques en plus des charges extérieures appliquées. Le durcissement de l'adhésif et le retrait thermique qui en résulte peuvent également introduire des contraintes internes. Des déformations ou même des fissures peuvent apparaître. Il est important de tenir compte des effets thermiques, car ils entraînent généralement une réduction de la résistance, même si dans certains cas, le contraire se produit [66]. Plusieurs chercheurs ont constaté que les contraintes causées par le retrait de l'adhésif ont beaucoup moins d'effet sur la résistance du joint de recouvrement que celles générées par le décalage thermique de l'adhérence. Les charges thermiques sont particulièrement importantes lorsque le collage adhère à différents coefficients de dilatation thermique [6]. Pour les joints métal/composites par exemple, le métal a tendance à rétrécir (Figure 2.9) à mesure que la température diminue par rapport à la valeur de durcissement (généralement une température élevée), et que le composite résiste partiellement, induisant ainsi des contraintes de liaison résiduelles, en particulier aux extrémités du joint. Il est à noter qu'une des extrémités présente des contraintes résiduelles de cisaillement positives, tandis que l'autre, les contraintes sont négatives.

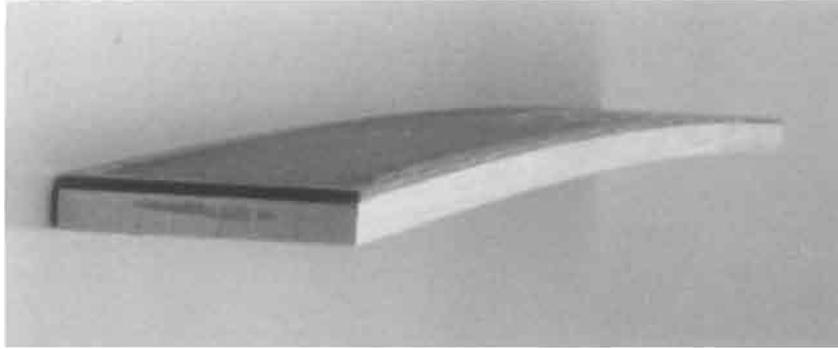


FIGURE 2.9 : Déformation due aux contraintes résiduelles

## 2.4 Méthodes d'accroissement de la résistance du joint

### 2.4.1 Filets

Divers travaux de recherche ont montré que l'inclusion d'un filet de bec aux extrémités du patch réduit les concentrations de contraintes dans l'adhésif et le substrat [67, 68]. Le transfert de charge et la répartition de la contrainte de cisaillement d'un patch simple recouvrement avec et sans filet sont représentés schématiquement à la Figure 2.10. On peut voir qu'il y a une concentration de contrainte aux extrémités du chevauchement pour le joint à simple recouvrement avec une extrémité carrée. La configuration de la géométrie de l'extrémité du joint avec un congé de bec fait répartir le transfert de charge sur une plus grande surface et donne une distribution des contraintes de cisaillement plus uniforme. Le filet permet non seulement un transfert de charge plus fluide, mais aussi modifie également les facteurs de concentration de contraintes, La Figure 2.11 pré-

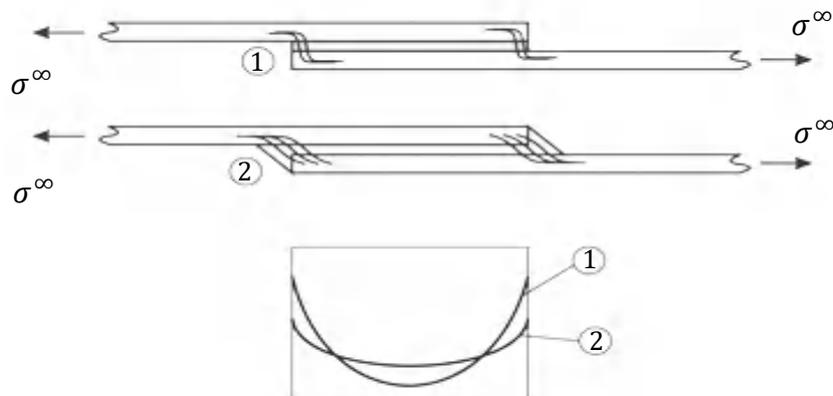


FIGURE 2.10 : Concentration des contraintes dans les joints adhésifs avec différentes géométries du filet d'extrémité [59] .

de 45 becs diminue l'ampleur de la contrainte principale maximale de 40 % par rapport à un filet adhésif à extrémité carrée. Les tests réalisés dans la référence [67] présentent des joints à simple recouvrement Aluminium/époxyde/Aluminium avec et sans filet et dont une extrémité de l'adhérent est coudée. Les auteurs ont constaté une augmentation de 54 % de la résistance du joint à filet. Dorn et al. [69] ont traité l'influence du filet de bec dans les joints plastique/métal. L'étude comprenait une analyse par éléments finis et des tests expérimentaux, Les résultats obtenus ont montré que le filet de bec réduit les contraintes de cisaillement et de de pelage de pointe et diminue les concentrations de contraintes et de déformations dans les adhérents en des régions les plus critiques. Cette étude a pris également en compte l'influence de différents adhésifs et de différents adhérents métalliques. La répartition de l'adhésif ductile et des adhérents plus équilibrés donnent une meilleure répartition des contraintes. L'étude [2] a montré l'influence d'un filet de bec triangulaire dans les joints composites stratifiés à un tour. L'analyse numérique par la méthode des éléments finis et les essais expérimentaux ont prouvé que le filet aide à supporter une partie de la charge, réduisant ainsi les déformations de cisaillement et de pelage. Par contre, ces analyses ci-dessus sont limitées seulement à la géométrie triangulaire. Les travaux [70] ont étudié huit géométries différentes : pleine et moitié triangulaire, pleine et moitié arrondie, pleine arrondie avec filet, ovale et arc (Figure 2.11). Ils ont montré que la forme bec réduit considérablement les concentrations de contraintes et assure une transition plus douce dans la géométrie du joint. Pour

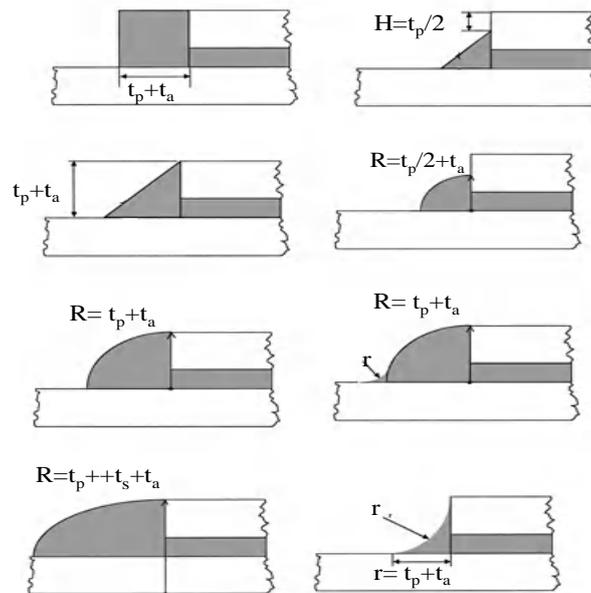


FIGURE 2.11 : Différentes formes de filets

les formes entièrement arrondies et avec des filets, de filet et de bec d'arc, on obtient le pourcentage de réduction le plus élevé des contraintes maximales, tandis que les filets demi-arrondis donnent le moins élevé.

#### 2.4.2 Formes des adhérents

La mise en forme adhérente est un moyen capable de diminuer la concentration de contraintes aux extrémités du patch. La Figure 2.12. présente les géométries typiques utilisées à cette fin. Certains modèles analytiques ont été proposés pour avoir une distribution des contraintes plus uniforme le long du recouvrement [71]. Cependant, la méthode des éléments finis est plus appropriée pour l'étude de la forme des adhérents. La distribution des charges aux bords du chevauchement peut être répartie plus uniformément si la rigidité locale du joint est réduite. Ceci est particulièrement pertinent pour les patches composites unidirectionnels, en raison de la faible résistance transversale des composants. Adams et al. [72] se sont penchés sur ce problème. Ils ont étudié diverses configurations de joints à double recouvrement. Ils ont constaté en utilisant les éléments finis et des essais expérimentaux, que l'inclusion d'un chanfrein interne et d'un filet externe peut tripler la résistance du patch (Figure 2.13). Plus tard, Da Silva et al. [73] ont testé des joints avec un chanfrein interne et un filet adhésif (Figure 2.13), qui ont été fabriqués et testés avec l'adhésif époxyde Suprême 10HT (Master Bond) à 22 °C. La charge de défaillance est plus élevée que pour le joint sans chanfrein et sans filet adhésif (conception de base) (Figure 2.13 a), mais l'augmentation est faible. L'accroissement de la force obtenue dans [72] a été multipliée par trois. Ils ont également montré qu'avec un filet adhésif et un chanfrein interne (Figure 2.13 b et c), la charge est principalement tendue dans l'adhésif et que la zone de rupture se trouve à la face extérieure du filet adhésif. Par conséquent, un adhésif avec une résistance à la traction supérieure peut donner une

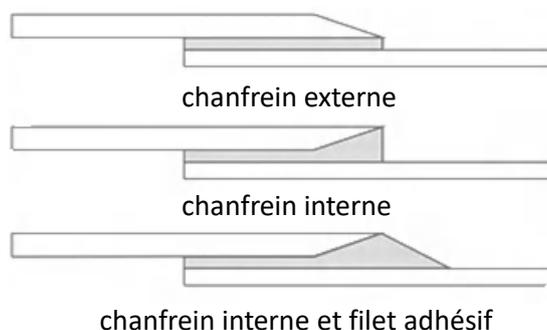


FIGURE 2.12 : Différentes formes de chanfreins des adhérents

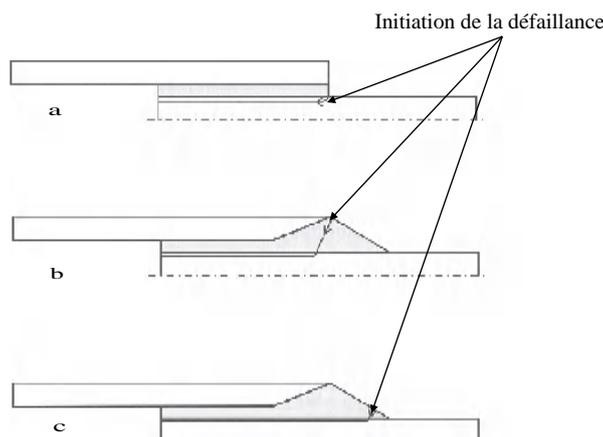


FIGURE 2.13 : Différentes formes de chanfreins des adhérents

résistance plus élevée. Les chanfreins (internes ou externes) où la mise en forme est plus complexe sont d'excellentes méthodes pour réduire les contraintes de pelage aux extrémités du chevauchement, et augmenter par la suite la résistance du joint collé. Les chanfreins internes avec un filet semblent être le moyen le plus efficace d'augmenter l'efficacité des joints, en particulier avec des adhésifs fragiles et lorsque des composites sont utilisés. La méthode des éléments finis est une solution tangible pour la détermination de la géométrie optimale de l'adhésif. Cependant, la complexité de la géométrie obtenue n'est pas toujours possible à réaliser dans la pratique.

### 2.4.3 Joints hybrides

Les joints avec différentes méthodes d'assemblage sont de plus en plus utilisés. L'idée est de rassembler les avantages des différentes techniques. Une autre possibilité consiste à utiliser plus d'un adhésif le long du chevauchement ou à varier les propriétés de l'adhésif et/ou de l'adhérent. Tous ces différents modèles de joints hybrides ont été regroupés dans la Figure 2.14. De tels joints sont particulièrement difficiles à simuler à l'aide de modèles analytiques pour des raisons évidentes. La méthode des éléments finis est l'outil privilégié pour étudier l'application de ces techniques et trouver des directives de conception.

#### 2.4.3.1 Joints adhésifs mixtes

Des joints à module mixte ont été proposés dans le passé pour améliorer la répartition des contraintes et augmenter la résistance des joints des adhésifs à haut module. L'adhésif rigide et cassant devrait être au milieu du chevauchement, tandis qu'un adhésif à

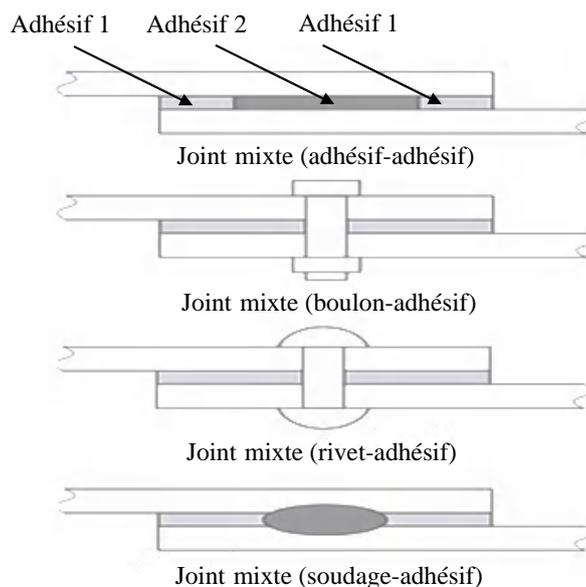


FIGURE 2.14 : Différentes configurations de joints mixtes.

faible module est appliqué sur les bords sujets aux concentrations de contrainte. Sancktar et al. [ ] ont utilisé des particules en caoutchouc pour durcir la partie de l'adhésif située aux extrémités du recouvrement et augmenter la résistance du joint. Pires et al. [75] ont également prouvé avec une analyse numérique et expérimentale en utilisant deux adhésifs différents, que la méthode adhésive mixte améliore la performance des joints. Temiz [76] a utilisé aussi les éléments finis pour étudier l'influence de deux adhésifs différents dans les joints à double recouvrement sous l'effet de flexion, et a constaté que la technique diminuait considérablement la concentration des contraintes aux extrémités. Bouiadjra et al. [77] ont utilisé la technique du module mixte pour la réparation d'une structure en Aluminium avec un patch composite. L'utilisation d'un adhésif plus flexible sur le bord du patch augmente la performance de résistance de la réparation. Ces chercheurs ont montré que la technique est plus efficace pour les joints à simple recouvrement que pour les joints à double recouvrement. La technique de l'adhésif mixte améliore la résistance des joints par rapport à un adhésif fragile seul dans tous les cas. Pour qu'un joint adhésif mixte soit plus résistant que l'adhésif fragile et l'adhésif ductile utilisés individuellement, la charge supportée par l'adhésif fragile doit être supérieure à celle supportée par l'adhésif ductile. Marques et al. [78] ont étudié des joints adhésifs mixtes avec un chanfrein interne et un filet, et ont montré que l'utilisation d'un chanfrein et d'un filet a peu d'effet sur la résistance des joints adhésifs mixtes. L'adhésif ductile aux extrémités du chevauchement est suffisant pour avoir une meilleure résis-

tance du joint par rapport à un adhésif fragile seul. Le chanfrein et le filet ne sont utiles que lorsque l'adhésif fragile est utilisé seul. L'un des problèmes associés à la technique adhésive mixte est la séparation correcte de l'adhésif. La meilleure façon de contrôler le processus est d'utiliser des adhésifs à film. Cependant, il est difficile de trouver des adhésifs compatibles sous forme de film. C'est un problème que les fabricants cherchent à résoudre.

#### **2.4.3.2 Joints adhésifs avec des matériaux FGM**

La technique du joint adhésif mixte peut être considérée comme une version brute d'un matériau à gradient de fonction ou FGM (Functionally Graded Material). L'idéal serait d'avoir un adhésif fonctionnellement modifié avec des propriétés qui varient progressivement le long du chevauchement, permettant une véritable répartition uniforme des contraintes le long du chevauchement. Les travaux [79, 80, 51] ont recouru à des matériaux fonctionnellement gradués (FGM). Gannesh et al. [80] ont utilisé une préforme tressée avec un angle de tresse variant continuellement permettant d'évaluer de façon réaliste la performance du module d'adhérent dans les joints simples. Une diminution de la contrainte de cisaillement de 20 % avec une distribution des contraintes plus uniformes. Kim et al. [51] ont utilisé la méthode des éléments finis (ABAQUS) ainsi que la méthode de Taguchi pour déterminer l'influence de plusieurs paramètres. Leur méthodologie permet de prédire le comportement de défaillance, y compris la charge de défaillance globale et le trajet de propagation des fissures dans la couche adhésive des joints collés à gradient fonctionnel.

#### **2.4.3.3 Joints rivetés-collés**

Le transfert de charge dans les assemblages hybrides (boulonnés/collés) est compliqué en raison de l'association de deux modes de transfert différents (discret et continu) à travers des éléments ayant des rigidités différentes. Paroissien et al. [81] ont utilisé la méthode des éléments finis (EF) pour l'analyse des contraintes de ces joints. Cependant, D'après eux, le mécanisme de rupture du joint hybrides est dû à l'évolution progressive de l'endommagement de la couche d'adhésif. De plus, l'évolution de l'endommagement semble concerner d'abord les distances de bord uniquement, puis la zone entre les deux fixations, une fois que l'adhésif a cédé sur toute la distance de bord. La dégradation progressive de la couche d'adhésive entraîne l'augmentation du taux de transfert de la

charge du boulon, de sorte que les joints hybrides passent progressivement d'un comportement de joint collé presque pur à un comportement de joint boulonné pur.

## Conclusion

Des règles de conception simples pour les joints ont été proposées en fonction de certains paramètres influençant la résistance des joints : propriétés des adhérents et adhésifs, épaisseur de l'adhésif, chevauchement et contraintes résiduelles. Les principales règles à considérer sont les suivantes :

- Utiliser un adhésif à faible module et à haute ductilité.
- Utiliser des adhérents similaires dans la mesure du possible.
- Utiliser une fine couche adhésive.
- Utiliser une grande surface collée.

Plusieurs méthodes sont appliquées pour augmenter la résistance des joints, telles que :

- les filets et la mise en forme des adhérents.
- la charge doit être répartie sur une grande surface et non concentrée en un seul point.
- Les charges de pelage sont le problème rencontré par le concepteur de joints collés, en particulier avec les composites en raison de la faible résistance transversale.
- L'efficacité de la conjonction d'un adhésif avec d'autres méthodes d'assemblage (rivet, boulon).

L'idée est d'obtenir un effet synergique et de combiner les avantages de deux méthodes. Les joints adhésifs mixtes et les joints fonctionnels sont également des techniques très prometteuses. Enfin, différents types de réparations sont discutés afin d'obtenir la récupération maximale de la résistance.

# Approche numérique bidimensionnelle des renforcements par joints collés

## Introduction

Une réparation composite collée consiste en une pièce composite renforcée de fibres qui est collée à une structure endommagée ou affaiblie afin de réduire l'amplitude des contraintes et d'empêcher ou de réduire la naissance ou la croissance des dommages et des fissures. D'un point de vue géométrique, les réparations par collage se divisent en deux catégories : les réparations bilatérales dites double recouvrement (symétriques, équilibrées) et les réparations unilatérales dites simple recouvrement (asymétriques, déséquilibrées) [24]. Dans le premier cas, deux armatures identiques sont collées sur les deux surfaces d'une plaque endommagée. Cette disposition symétrique garantit qu'il n'y aura pas de flexion hors du plan dans la région réparée, à condition que la plaque endommagée soit soumise uniquement à des charges d'extension. Dans les réparations réelles, cependant, une réparation unilatérale est souvent adoptée, dans laquelle le patch composite est appliqué et fixé sur un seul côté du panneau. Cela s'explique par le fait que, le plus souvent, seule une face de la structure à réparer est accessible et que, parfois, seul un côté de la structure peut être réparé [82]. Dans le présent chapitre on s'intéresse à une analyse théorique des contraintes d'une réparation à double recouvrement au niveau de l'ensemble structure-patch-adhésif afin de mieux comprendre le comportement de cet ensemble, et déterminer par la suite les zones critiques. Dans la littérature, Le développement de modèles théoriques des joints adhésifs a pris plus de cinq décennies.

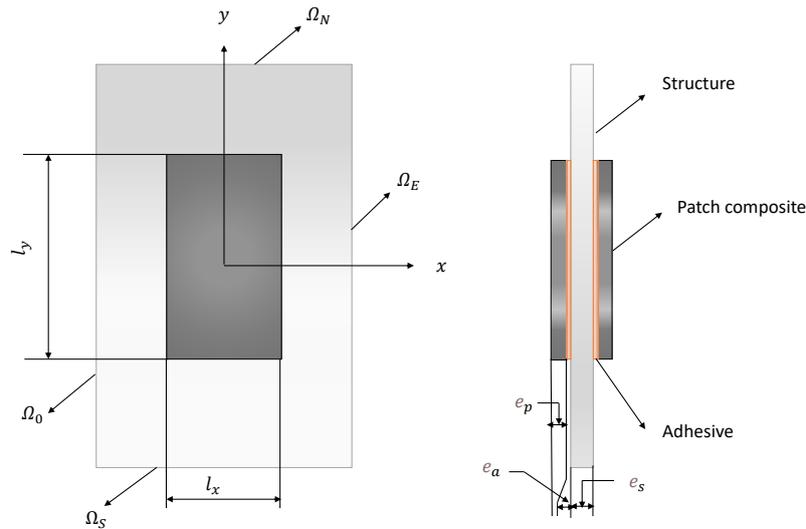


FIGURE 3.1 : Joint à double recouvrement.

Pour les joints à simple recouvrement, d'après [5] Volkersen a d'abord proposé un modèle simple de décalage en cisaillement basé sur l'hypothèse d'adhésifs unidimensionnels en forme de barre avec une déformation en cisaillement uniquement dans la couche adhésive. Plus tard, Goland et Reissner [61] ont postulé un modèle de poutre sur fondation élastique, simulant le joint comme étant constitué de deux poutres collées avec une couche adhésive déformable en cisaillement et normalement transversale. Hart-Smith [83, 6] a étendu le modèle de Goland et Reissner pour traiter le comportement élastoplastique des joints à simple et à double recouvrement. L'émergence de l'industrie de l'emballage électronique a suscité un intérêt supplémentaire pour la technologie du collage. Parmi les contributions récentes dans ce secteur, citons celle de Suhir [33] qui a fourni une analyse théorique des joints de cisaillement cylindriques à double recouvrement. De même, Delale et al. [84] ont développé des solutions bidimensionnelles à forme fermée pour les joints collés. Aussi, une synthèse complète de nombreuses approches analytiques est donnée par Da Silva [21, 22]. Il est très essentiel de noter que de telles théories sont généralement unidimensionnelles, et le type de chargement, pour les structures à renforcer, est traction ou compression simple. Tandis qu'en réalité l'analyse bidimensionnel de ces structures est plus compliquées que les tests usuels de cisaillement des joints collés [85]. Le présent chapitre est composé de deux parties, la première présente une approche bidimensionnelle effectuée pour une structure renforcée par des patches composites carrés à double recouvrement, où le patch est collé sur les deux faces externes de la structure, comme il est présenté dans la Figure. 3.1. Le but de cette ana-

lyse est de mieux comprendre le comportement de l'ensemble (patch-structure-adhésif), et de déterminer les contraintes de cisaillement et normales, surtout dans la partie adhésive, qui représente le maillon le plus faible, en tenant compte des effets bidimensionnels qui sont essentiellement dus à la diversité du coefficient de poisson entre les éléments de l'ensemble. Cette approche est basée sur les travaux de [9]. La deuxième partie de ce chapitre consiste en l'optimisation de l'orientation des fibres du patch composite sous différentes conditions de sollicitations, en utilisant la méthode des algorithmes génétiques.

### 3.1 Analyse élastique d'un joint à double recouvrement

Le phénomène de transfert de charge dans les configurations des joints collés s'effectue de la structure, qui est généralement soumise à un chargement externe, vers le patch composite, par le biais de la couche adhésive. Cette dernière est généralement l'origine des défaillances et par conséquent l'échec de la réparation [86]. Pour cette raison une étude élastique bidimensionnelle est développée dans le but d'évaluer la distribution des contraintes le long du patch composite et la couche adhésive, pour déterminer les zones critiques dans l'ensemble de la réparation par collage.

### 3.2 Équations d'équilibre

L'étude bidimensionnel de l'ensemble, composé de trois matériaux différents, conduit à l'analyse de chacun a part tout en respectant l'équilibre de l'ensemble, c-à-d les contraintes au niveau des l'interfaces (patch-adhésif, adhésif-structure). En se basant sur la Figure. 3.2, qui présente l'équilibre des forces dans un élément  $dx.dy$  du patch composite on obtient :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^p}{\partial x} e_p - \sigma_{xz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial y} e_p = 0 \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^p}{\partial y} e_p - \sigma_{yz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial x} e_p = 0 \end{cases} \quad (3.1)$$

D'une façon similaire pour la partie de la structure on obtient le système d'équation suivant :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^s}{\partial x} e_s + \sigma_{xz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial y} e_s = 0 \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^s}{\partial y} e_s + \sigma_{yz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial x} e_s = 0 \end{cases} \quad (3.2)$$

Chacun des systèmes précédents (3.1) et (3.2) comporte 5 inconnues, qui sont ; les contraintes normales dans les directions  $x$  et  $y$ , la contrainte de cisaillement dans le plan  $xy$ , et les contraintes de cisaillement de la couche adhésive. Le recours à des hypothèses afin de résoudre le système d'équations précédent, est indispensable.

### 3.2.1 Essai de traction

Dans le cas de la traction, les équations d'équilibre dans le patch composite et dans le substrat 3.1 3.2 seront réduites à :

Pour le patch :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^p}{\partial x} e_p = \sigma_{xz}^a \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^p}{\partial y} e_p = \sigma_{yz}^a \end{cases} \quad (3.3)$$

Pour la structure :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^s}{\partial x} e_s = -\sigma_{xz}^a \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^s}{\partial y} e_s = -\sigma_{yz}^a \end{cases} \quad (3.4)$$

Les deux équations précédentes peuvent être réduites au système suivant :

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial x} (e_p \sigma_{xx}^p + e_s \sigma_{xx}^s) = 0 \\ \frac{\partial}{\partial y} (e_p \sigma_{yy}^p + e_s \sigma_{yy}^s) = 0 \end{cases} \quad (3.5)$$

La force dans le plan perpendiculaire au plan d'étude demeure constante, soit dans la direction  $x$ , ou dans la direction  $y$ , ce qui justifie le phénomène de transfert de charge de la structure vers le patch composite. En introduisant les conditions aux limites sur les

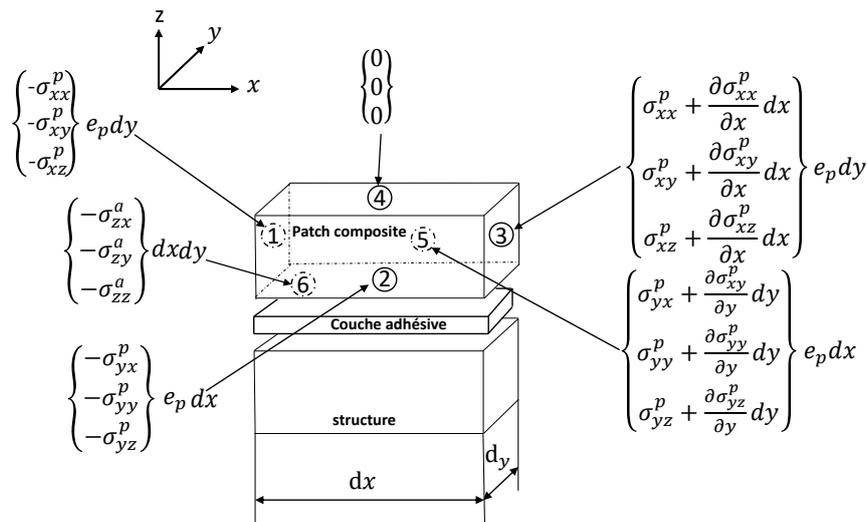


FIGURE 3.2 : Équilibre des forces dans un élément  $dx \cdot dy$  du patch.

bords  $\Omega_E$  et  $\Omega_O$  :

$$\begin{cases} \sigma_{xx}^s = \sigma_{xx}^\infty \\ \sigma_{xx}^p = 0 \end{cases} \quad (3.6)$$

On procède de la même manière pour les conditions aux limites sur les bords  $\Omega_N$  et  $\Omega_S$  dans la direction  $y$  :

$$\begin{cases} \sigma_{yy}^p = 0 \\ \sigma_{yy}^s = \sigma_{yy}^\infty \end{cases} \quad (3.7)$$

On obtient après intégration de l'équation (3.5) :

$$\begin{cases} (e_p \sigma_{xx}^p + e_s \sigma_{xx}^s) = e_s \sigma_{xx}^\infty \\ (e_p \sigma_{yy}^p + e_s \sigma_{yy}^s) = e_s \sigma_{yy}^\infty \end{cases} \quad (3.8)$$

Les contraintes de cisaillement dans la partie adhésive dans les plans  $xz$  et  $yz$  sont données par :

$$\sigma_{xz}^a = G_a \gamma_{xz}^a = G_a \frac{(u_x^p - u_x^s)}{e_a} \quad (3.9)$$

$$\sigma_{yz}^a = G_a \gamma_{yz}^a = G_a \frac{(u_y^p - u_y^s)}{e_a} \quad (3.10)$$

En remplaçant la valeur de la contraintes de cisaillement dans l'équation (3.3) par leurs valeurs dans les deux équations précédentes on obtient pour la direction  $x$  :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = G_a \frac{(\varepsilon_{xx}^p - \varepsilon_{xx}^s)}{e_a e_p} \quad (3.11)$$

Les déformations dans la direction  $x$  du patch composite et de la structure sont ensuite remplacées par leurs expressions :

$$\begin{cases} \varepsilon_{xx}^p = \frac{1}{E_x} \sigma_{xx}^p - \frac{\nu_{xy}}{E_x} \sigma_{yy}^p \\ \varepsilon_{xx}^s = \frac{1}{E_s} \sigma_{xx}^s - \frac{\nu_{sx}}{E_s} \sigma_{yy}^s \end{cases} \quad (3.12)$$

Après substitution des expressions des déformations dans l'équation (3.11) par leurs expressions à partir des lois de comportement élastique linéaire (3.12), on trouve l'équation différentielle suivante :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_x} \sigma_{xx}^p - \frac{\nu_{xy}}{E_x} \sigma_{yy}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{xx}^s + \frac{\nu_{sx}}{E_s} \sigma_{yy}^s \right) \quad (3.13)$$

D'une façon analogue pour l'analyse de la contrainte normale dans la direction  $y$ , on

obtient une équation différentielle similaire à (3.13) représentée par (3.14) :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_y} \sigma_{yy}^p - \frac{\nu_{yx}}{E_y} \sigma_{xx}^p - \frac{1}{E_s} \sigma_{yy}^s + \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{xx}^s \right) \quad (3.14)$$

En remplaçant  $\sigma_{xx}^s$  et  $\sigma_{yy}^s$  à partir des deux dernières équations précédentes dans (3.8), et après réarrangement on obtient :

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_x} \sigma_{xx}^p - \frac{\nu_{xy}}{E_x} \sigma_{yy}^p - \frac{1}{E_s} (\sigma_{xx}^\infty - \frac{e_p}{e_s} \sigma_{xx}^p) + \frac{\nu_s}{E_y} (\sigma_{yy}^\infty - \frac{e_p}{e_s} \sigma_{yy}^p) \right) \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{1}{E_y} \sigma_{yy}^p - \frac{\nu_{yx}}{E_y} \sigma_{xx}^p - \frac{1}{E_s} (\sigma_{yy}^\infty - \frac{e_p}{e_s} \sigma_{yy}^p) + \frac{\nu_s}{E_s} (\sigma_{xx}^\infty - \frac{e_p}{e_y} \sigma_{xx}^p) \right) \end{cases} \quad (3.15)$$

Le système précédent est équivalent à :

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = A \sigma_{xx}^p + B \sigma_{yy}^p + C \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = D \sigma_{xx}^p + E \sigma_{yy}^p + F \end{cases} \quad (3.16)$$

Avec :

$$\begin{cases} A = \frac{G_a}{e_a} \left( \frac{1}{e_p E_x} + \frac{1}{e_s E_s} \right) \\ B = -\frac{G_a}{e_a} \left( \frac{\nu_{xy}}{e_p E_x} + \frac{\nu_s}{e_s E_s} \right) \\ C = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{yy}^\infty - \frac{1}{E_s} \sigma_{xx}^\infty \right) \\ D = -\frac{G_a}{e_a} \left( \frac{\nu_{yx}}{e_p E_y} + \frac{\nu_s}{e_s E_s} \right) \\ E = \frac{G_a}{e_a} \left( \frac{1}{e_p E_y} + \frac{1}{e_s E_s} \right) \\ F = \frac{G_a}{e_a e_p} \left( \frac{\nu_s}{E_s} \sigma_{xx}^\infty - \frac{1}{E_s} \sigma_{yy}^\infty \right) \end{cases} \quad (3.17)$$

### 3.2.2 Essai de cisaillement

Dans le cas d'un cisaillement, les contraintes normales  $\sigma_{xx}^p$  et  $\sigma_{yy}^p$  dans le plan seront négligées et le système d'équation (3.1) se réduit à :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial x} = \frac{\sigma_{yz}^a}{e_p} \\ \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial y} = \frac{\sigma_{xz}^a}{e_s} \end{cases} \quad (3.18)$$

La même considération sera établi pour la structure, avec un signe négatif pour la contrainte de cisaillement dans la partie adhésive , ce qui donne comme résultats suivant la direction  $y$  :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial y} = \frac{\sigma_{xz}^a}{e_p} \\ \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial y} = -\frac{\sigma_{xz}^a}{e_s} \end{cases} \quad (3.19)$$

et suivant la direction  $x$  :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial x} = \frac{\sigma_{yz}^a}{e_p} \\ \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial x} = -\frac{\sigma_{yz}^a}{e_s} \end{cases} \quad (3.20)$$

À partir des équations (3.18) et (3.19), et en éliminant les contraintes de cisaillement dans la partie adhésive  $\sigma_{xz}^a$  et  $\sigma_{yz}^a$ , on obtient :

$$e_p \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial y} = -e_s \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial y} \quad (3.21)$$

Soit :

$$\frac{\partial}{\partial y} (e_p \sigma_{xy}^p + e_s \sigma_{xy}^s) = 0 \quad (3.22)$$

Donc après intégration on trouve dans la direction  $x$ , l'équation suivante :

$$e_p \sigma_{xy}^p + e_s \sigma_{xy}^s = f(x) \quad (3.23)$$

La fonction  $f(x)$  peut être déduite à partir des conditions aux limites de l'ensemble suivantes :

$$\begin{cases} \sigma_{xy}^s = \sigma_{xy}^\infty \\ \sigma_{xy}^p = 0 \end{cases} \quad (3.24)$$

d'où l'équation (3.23) devient :

$$e_p \sigma_{xy}^p + e_s \sigma_{xy}^s = e_s \sigma_{xy}^\infty \quad (3.25)$$

En introduisant la relation liant les contraintes de cisaillement au gradient des vitesses de déplacement, on aura :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial x} = \frac{(u_y^p - u_y^s)}{e_a e_p} G_a \\ \frac{\partial \sigma_{xy}^s}{\partial y} = \frac{(u_x^p - u_x^s)}{e_a e_p} G_a \end{cases} \quad (3.26)$$

En dérivant la première équation du système précédent par rapport à  $x$  et la deuxième par rapport à  $y$  :

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial x^2} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \frac{(u_y^p - u_y^s)}{e_a e_p} G_a \right] \\ \frac{\partial^2 \sigma_{xy}^s}{\partial y^2} = \frac{\partial}{\partial y} \left[ \frac{(u_x^p - u_x^s)}{e_a e_p} G_a \right] \end{cases} \quad (3.27)$$

Après addition des deux équations du système précédent on obtient l'équation différentielle suivante :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial y^2} = \sigma_{xy}^p \frac{G_a}{G_p e_a e_p} - \sigma_{xy}^s \frac{G_a}{G_s e_a e_p} \quad (3.28)$$

Finalement, après simplification et élimination du terme  $\sigma_{xy}^s$  de l'équation (3.27), à partir de son expression dans l'équation (3.27), l'équation précédente devient :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial y^2} - \gamma^2 \sigma_{xy}^p = -\alpha^2 \sigma_{xy}^\infty \quad (3.29)$$

Avec :

$$\begin{cases} \gamma^2 = \frac{G_a}{e_a} \left( \frac{1}{G_p e_p} + \frac{1}{G_s e_s} \right) \\ \alpha^2 = \frac{G_a}{e_a e_p G_s} \end{cases} \quad (3.30)$$

l'équation (3.29) représente le comportement en cisaillement d'une structure renforcée par le collage d'un patch composite orthotrope. la résolution de cette équation et le système d'équations (3.16) par la méthode des différences finies est présentée dans la section suivante.

### 3.3 Méthode des différences finies

#### 3.3.1 Définition

En analyse numérique, les méthodes des différences finies sont une classe de techniques numériques pour résoudre des équations différentielles ordinaires (EDO) ou les équations aux dérivées partielles (EDP) en rapprochant les dérivées avec des différences finies [87]. Le domaine spatial et/ou l'intervalle de temps sont discrétisés ou divisés en un nombre fini d'étapes, et la valeur de la solution à ces points discrets est approximée en résolvant des équations algébriques contenant des différences finies et des valeurs à partir de points proches.

#### 3.3.2 Discrétisation des équations

##### 3.3.2.1 État de traction

L'équation obtenue dans la section 3.2.1, qui représente le comportement de l'ensemble (structure-patch-adhésif), est discrétisé dans son domaine par la méthode des différences

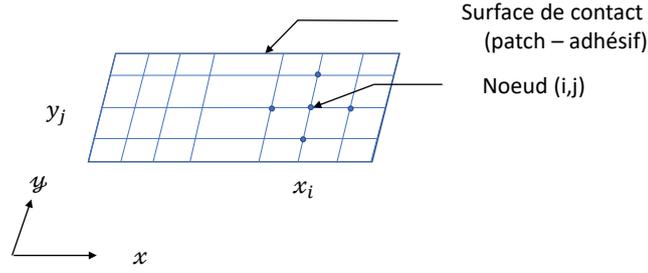


FIGURE 3.3 : Présentation du maillage.

finies, afin d'obtenir une solution pour les contraintes normales dans le patch et la structure ainsi que les contraintes de cisaillement dans la couche adhésive. la surface de contact (patch-adhésif), comme elle est présentée dans la Figure. 3.3, est subdivisée régulièrement dans les directions  $x$  et  $y$ . Le nombre de nœuds du domaine après cette subdivision, est égale à  $m \times n$  nœuds. Considérons le système d'équations 3.16 écrit précédemment sous la forme :

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = A\sigma_{xx}^p + B\sigma_{yy}^p + C \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = D\sigma_{xx}^p + E\sigma_{yy}^p + F \end{cases} \quad (3.31)$$

ce système contient deux équations paraboliques, qui comportent des dérivées partielles du deuxième ordre. Pour leurs discrétisations on utilise les différences centrées au nœud  $(i, j)$  pour obtenir un le système :

$$\begin{cases} \frac{\sigma_{xx}^p(i+1, j) - 2\sigma_{xx}^p(i, j) + \sigma_{xx}^p(i-1, j)}{(\Delta x)^2} = A\sigma_{xx}^p(i, j) + B\sigma_{yy}^p(i, j) + C(i, j) \\ \frac{\sigma_{yy}^p(i, j+1) - 2\sigma_{yy}^p(i, j) + \sigma_{yy}^p(i, j-1)}{(\Delta y)^2} = D\sigma_{xx}^p(i, j) + E\sigma_{yy}^p(i, j) + F(i, j) \end{cases} \quad (3.32)$$

avec,  $\Delta x, \Delta y$  représentent les pas dans les directions  $x$  et  $y$ , respectivement. Après réarrangement du système précédent on trouve :

$$\begin{cases} \frac{1}{(\Delta x)^2} \sigma_{xx}^p(i-1, j) + \left(-A - \frac{2}{(\Delta x)^2}\right) \sigma_{xx}^p(i, j) + \left(\frac{1}{(\Delta x)^2}\right) \sigma_{xx}^p(i+1, j) - B\sigma_{yy}^p(i, j) = C(i, j) \\ \frac{1}{(\Delta y)^2} \sigma_{yy}^p(i, j-1) + \left(-E - \frac{2}{(\Delta y)^2}\right) \sigma_{yy}^p(i, j) + \left(\frac{1}{(\Delta y)^2}\right) \sigma_{yy}^p(i, j+1) - D\sigma_{xx}^p(i, j) = F(i, j) \end{cases} \quad (3.33)$$

Ce système contient  $2.m \times n$  inconnues, qui sont les contraintes normales  $\sigma_{xx}^p(i, j)$  et les contraintes normales  $\sigma_{yy}^p(i, j)$ , avec  $i, j$  varient de 1 jusqu'à  $m$  et de 1 jusqu'à  $n$ . L'équation (3.33) peut être écrite sous forme matricielle :

$$\Gamma \cdot \Phi = \psi \quad (3.34)$$

$\Gamma$  est une matrice de  $(2.m.n \times 2.m.n)$  éléments,  $\Phi$  est le vecteur colonne des contraintes normales avec  $(2.m.n \times 1)$  éléments.  $\psi$  est le vecteur colonne des  $C(i, j)$  et  $F(i, j)$  qui seront déterminés à partir des conditions aux limites avec  $(2.m.n \times 1)$ .

### 3.3.2.2 État de cisaillement

Dans le cas d'un chargement de cisaillement l'équation analytique 3.29 est une équation elliptique à deux variables et d'ordre deux. Afin de la discrétiser on utilise les différences centrées pour les dérivées secondes par rapport à  $x$  et à  $y$  telle qu'elle est présentée dans l'équation suivante :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xy}^p}{\partial x^2} = \frac{\sigma_{xy}^p(i+1, j) - 2\sigma_{xy}^p(i, j) + \sigma_{xy}^p(i-1, j)}{\Delta x^2} \quad (3.35)$$

De la même manière on procède par rapport à la dérivée suivant  $y$  dans l'équation (3.29). Après réarrangement de cette équation elle sera donnée au nœud  $(i, j)$  par :

$$H_i \sigma_{xy}^p(i-1, j) + T \sigma_{xy}^p(i, j) + N_i \sigma_{xy}^p(i+1, j) + H_j \sigma_{xy}^p(i, j-1) + N_j \sigma_{xy}^p(i, j+1) = K(i, j) \quad (3.36)$$

Avec :

$$\begin{cases} H_i = N_i = H_j = N_j = \frac{1}{\Delta x^2} + \frac{1}{\Delta y^2} \\ T = -\left(\frac{2}{\Delta x^2} + \frac{2}{\Delta y^2} + \gamma^2\right) \end{cases}$$

Et  $K(i, j)$  sont calculés suite aux conditions aux limites dans la section (3.3.3) .

### 3.3.3 Conditions aux limites

Afin de résoudre l'équation (3.34) dans le cas de traction, et l'équation (3.36) dans le cas du cisaillement, il faut d'abord déterminer les conditions aux limites sur les bords  $\Omega_E$ ,  $\Omega_O$ ,  $\Omega_N$  et  $\Omega_S$ .

Dans le cas de la traction, La procédure suivie pour déterminer la contrainte  $\sigma_{xx}^p$  sera la même pour  $\sigma_{yy}^p$ .

D'après la Figure.(3.4), on constate qu'il est clair, que sur les bords  $\Omega_O$  et  $\Omega_E$ , lorsque  $x = 0$  et  $x = l_x$ , la contrainte  $\sigma_{xx}$  sera déterminée à partir de l'équation (3.6), tandis que sur les bords  $\Omega_N$  et  $\Omega_S$ , lorsque  $y = 0$  et  $y = l_y$ , elle doit être calculée à partir de l'équation (3.16), parce qu'elle est variable sur toute la longueur ( $0 < x < l_y$ ). En considérant l'équation (3.16) et sachant que  $\sigma_{yy}^p = 0$ , le long du patch, on obtient donc

l'équation suivante :

$$\frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} - A \sigma_{xx}^p = C \quad (3.37)$$

Cette équation n'est valable que pour  $y = 0$  et  $y = l_y$ , la solution de l'équation 3.37 sera de la forme :

$$\sigma_{xx}^p (0 < x < l_x) = C_1 \cosh(\sqrt{A}x) + C_2 \sinh(\sqrt{A}x) - \frac{C}{A} \quad (3.38)$$

$C_1, C_2$  seront calculées pour les bords  $\Omega_O$  et  $\Omega_E$  puisque la contrainte normale  $\sigma_{xx}^p$  est nulle sur ces limites et la solution finale est donc :

$$\sigma_{xx}^p(i, r_j) = \frac{C}{A} (\cosh(\sqrt{A}x_i) + \frac{1 - \cosh(\sqrt{A}l_x)}{\sinh(\sqrt{A}l_x)} \sinh(\sqrt{A}x_i)) - \frac{C}{A} \quad (3.39)$$

Avec  $r_j = 0$  et  $r_j = n$ . D'une façon semblable pour  $\sigma_{yy}^p$  on trouve :

$$\sigma_{yy}^p(r_i, j) = \frac{C}{A} (\cosh(\sqrt{A}y_j) + \frac{1 - \cosh(\sqrt{A}l_y)}{\sinh(\sqrt{A}l_y)} \sinh(\sqrt{A}y_j)) - \frac{C}{A} \quad (3.40)$$

Avec  $r_i = 0$  et  $r_i = n$ . on peut constater Donc que  $\sigma_{xx}^p$  est nulle sur les bords  $\Omega_E$  et  $\Omega_O$ , et calculée à l'aide de l'équation (3.39) pour les limites  $\Omega_S$  et  $\Omega_N$ , de même pour la composante de la contrainte normale dans la direction  $y$  ( $\sigma_{yy}^p$ ), qui est nulle sur les bords Nord et Sud, et calculée à l'aide de l'équation (3.40) pour les bords Est et Ouest. Dans le cas du cisaillement, comme il apparaît sur la Figure. 3.5, les valeurs de la contrainte de cisaillement  $\sigma_{xy}$  sur les quatre bords de la structure à renforcer sont ( $\sigma_{xy}^\infty$ ), par contre elle est nulle sur les bords du patch. D'où le second terme de l'équation (3.36) est équivalent au deuxième terme de l'équation (3.29) c-à-d  $K(i, j) = -\alpha^2 \sigma_{xy}^\infty(i, j)$  puisque les termes  $\sigma_{xy}^p(r_i, j) = 0$  pour  $r_i = 0$  et  $r_i = m$  et  $\sigma_{xy}^p(i, r_j) = 0$  pour  $r_j = 0$  et  $r_j = n$ .

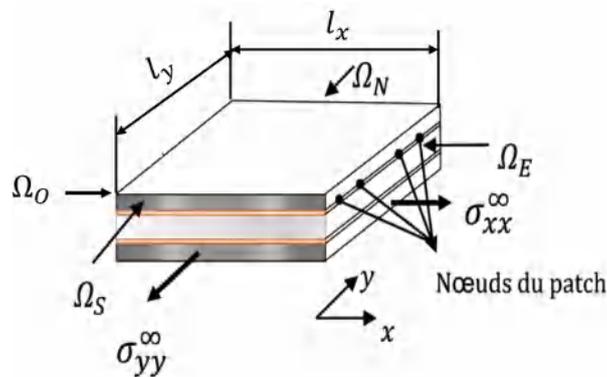


FIGURE 3.4 : Présentation des conditions aux limites (traction).

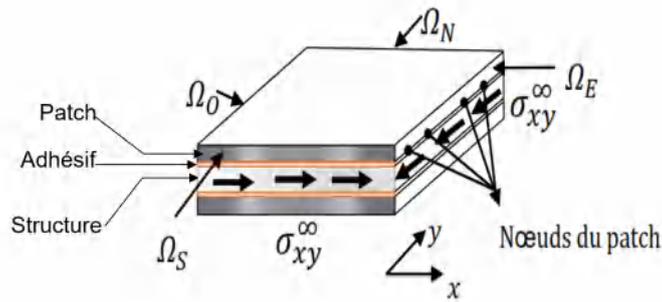


FIGURE 3.5 : Présentation des conditions aux limites (cisaillement).

## 3.4 Distribution des contraintes

### 3.4.1 Géométrie et propriétés élastiques des matériaux

Afin de calculer la distribution des contraintes de cisaillement ou normales, dans le patch, dans l'adhésif ou bien dans la structure, les équations développées précédemment seront appliquées pour des états de traction, de compression et de cisaillement. Notre objectif est de déterminer le comportement d'une plaque renforcée par la technique de collage à double recouvrement d'un patch composite sur les deux faces externes et opposées de la plaque. Par la suite et par le biais de ces équations et par l'utilisation d'un code de calcul sous le langage de script Matlab, on procède à l'optimisation de l'orientation des fibres du patch composite par la méthode des algorithmes génétiques. La structure considérée dans cette application est en Aluminium 2024, largement utilisée dans le secteur aéronautique en forme de barres minces (ASN-A 3010) à l'état T3, moyennes et épaisses [88], avec un comportement élastique isotrope linéaire caractérisé par un module d'Young  $E_s = 72 \text{ GPa}$  et un coefficient de Poisson  $\nu_s = 0.33$ . La partie adhésive qui assemble la structure au patch est constituée d'une couche mince en résine époxyde ET5401, d'épaisseur  $e_a = 0.2 \text{ mm}$  et son comportement élastique est isotrope. Par contre le patch composite est caractérisé par un comportement orthotrope dont ses propriétés élastiques sont définies par  $E_x = 121 \text{ GPa}$ ,  $E_y = 8.6 \text{ GPa}$ ,  $\nu_{xy} = 0.4$  et  $\nu_{yz} = \nu_{xz} = 0.27$ . L'ensemble des propriétés élastiques et géométriques sont présentées dans le Tableau 3.1. Il est à noter aussi que les longueurs du patch composite  $l_x, l_y$  patch sont prises égales à 60 mm, cette valeur est considérée pour les quatre cas d'applications énumérés ci-dessous. Le phénomène de transfert de charge de la structure vers le patch

TABLEAU 3.1 : Propriétés élastiques et géométriques des matériaux constituant l'ensemble structure-adhésif-patch. [89, 90]

	Matériaux						
	Aluminium 2024T3			Composite Carbone/époxyde			Résine Époxyde ET5401
Caractéristiques géométriques (mm)	$l_y$	$l_x$	$e_s$	$l_y$	$l_x$	$e_p$	$e_a$
	60	60	3	60	60	1.6	0.2
Propriétés élastiques							
Module d'Young $E_x$ (GPa)	72			121			3.78
Module d'Young $E_y$ (GPa)	72			8.6			3.78
Coefficient de Poisson $\nu_{xy}$	0.33			0.4			0.35
Coefficient de Poisson $\nu_{xz}$	0.33			0.27			0.35
Module de cisaillement $G_{xy}$ (GPa)	27			3.1			1.54
Module de cisaillement $G_{xz}$ (GPa)	27			4.7			1.54

d'effet sur la variation de cette contrainte comme il est présenté dans la Figure. 3.6.

Quatre états de sollicitations ont été considérés :

1. Un état de traction uniaxiale ( $\sigma_{xx}^\infty = 100 \text{ MPa}$ ), appliqué dont les patches composites sont d'orientations  $[0]_8$  et  $[90]_8$ .
2. Un état de traction biaxiale ( $\sigma_{xx}^\infty = 100 \text{ MPa}$ ), et  $\sigma_{yy}^\infty = 100 \text{ MPa}$  dont le patch composite carré est d'orientation  $[0]_8$  ou  $[90]_8$ .
3. Un état de traction-compression ( $\sigma_{xx}^\infty = 100 \text{ MPa}$   $\sigma_{yy}^\infty = 100 \text{ MPa}$ ), dont le chargement de compression est suivant la direction x et le patch composite est d'orientation  $[0]_8$ .
4. Un état de cisaillement ( $\sigma_{xy}^\infty = 100 \text{ MPa}$ ), dont le patch composite est d'orientation  $[0]_8$ .

Dans le cas du chargement de traction uniaxiale, l'orientation des fibres dans le patch composite est prise égale à  $0^\circ$  et à  $90^\circ$ . La résistance des trois matériaux constituant l'ensemble structure-adhésif-patch sera vérifiée afin de connaître lequel de ces matériaux résistera mieux aux conditions de chargement, et déterminer aussi les zones critiques de chacun d'eux. Les résultats numériques sont obtenus par l'application de la méthode des différences finies avec un maillage bidimensionnel carré composé de 1024 nœuds pour les quatre cas étudiés et sont présentés graphiquement ci-dessous. Le but est de quantifier le taux de transfert de charge pour chaque cas de chargement et les contraintes de

cisaillement, ainsi que l'effet de la différence du coefficient de poisson.

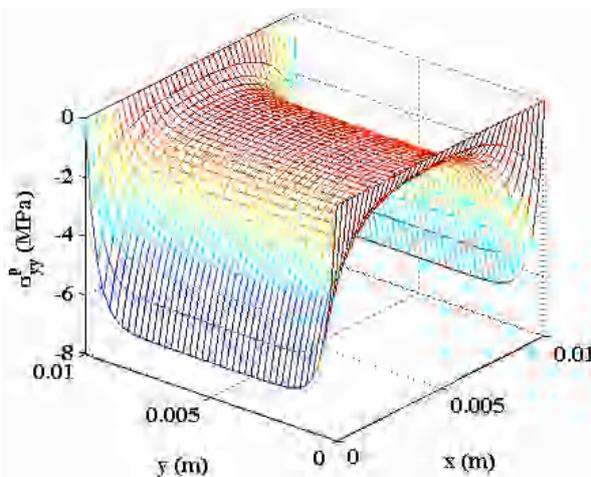
### 3.4.2 Validation du modèle numérique considéré

Avant de traiter les cas d'applications précédentes, le modèle a été validé à partir des résultats analytiques obtenus dans la référence [9]. Les caractéristiques géométriques et propriétés élastiques utilisées dans cette étude sont illustrées dans le Tableau 3.2. Le

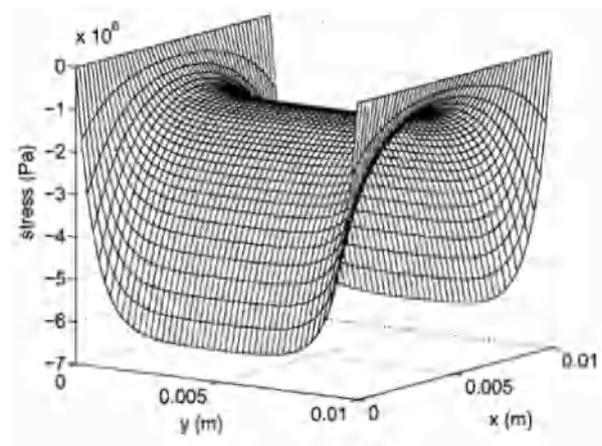
TABLEAU 3.2 : Caractéristiques élastiques et géométriques des matériaux considérés dans la référence. [9]

	Patch	Structure	Adhésif
Nature du matériau	Carbone/époxyde	Aluminium	Résine/époxyde
Dimensions(mm)	10x10x0.5	10x10x1	10x10x0.15
$E_x$ (GPa)	181	72-	
$E_y$ (GPa)	10	-	-
$\nu_{xy}$	0.28	0.32	0.3
$G_{xy}$ (GPa)	7	-	4.2

chargement de traction uniaxial considéré dans cette référence est sous  $\sigma_{xx}^\infty = 150\text{MPa}$ . Le patch composite est renforcé de fibres de carbone orientées à  $0^\circ$ . L'adhésif est une résine époxyde de type FM73. En utilisant ces mêmes données, on trace les Figures. 3.6a et 3.7a représentant respectivement les contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$  et de cisaillement  $\sigma_{xz}^a$  obtenues par la méthode des différences finies utilisée et comparées au modèle traité analytiquement dans la référence [9] (Figures. 3.6b et 3.7b). On remarque une bonne concordance avec les résultats de la littérature tout en restant très proche du modèle pu-

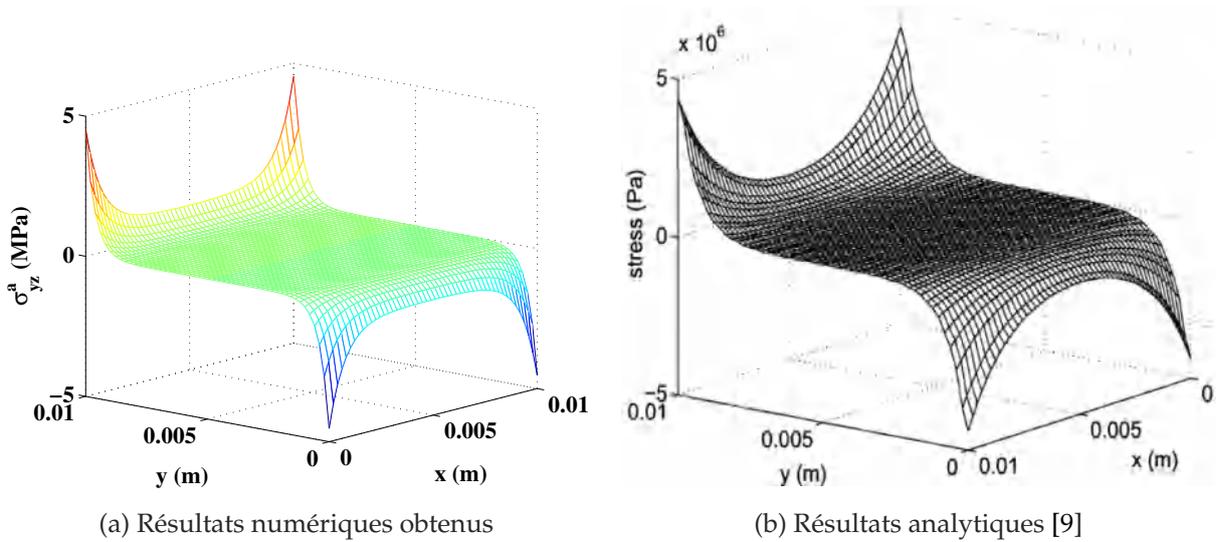


(a) Résultats numériques obtenus



(b) Résultats analytiques [9]

FIGURE 3.6 : validation des résultats des contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$ .


 FIGURE 3.7 : Validation des résultats des contraintes de cisaillements  $\sigma_{xz}^a$ .

rement analytique. Les contraintes normales sont maximales au milieu du patch composite et s'annulent dans les bordures parallèlement aux fibres. Par contre les contraintes de cisaillement se manifestent dans les limites de la couche adhésive. C'est précisément pour cette raison que nous maintenons notre modèle numérique et nous poursuivons nos calculs mais avec nos données élastiques et géométriques citées plus haut. Les distributions des contraintes normales dans les deux directions  $x, y$  et les contraintes de cisaillement au niveau de la couche adhésive dans les plans  $(xz)$  et  $(yz)$ , pour les cas de sollicitations cités ci-dessus sont présentées dans les Figures. 3.8 jusqu'à la Figure.3.15.

### 3.4.3 Analyse et discussion des résultats

Lorsque la structure est sollicitée en traction uniaxial dans la direction des fibres avec une contrainte de  $100 \text{ MPa}$  on distingue qu'une grande partie du chargement s'est transférée vers le patch composite comme il est présenté par la Figure. 3.8. . Les contraintes  $\sigma_{xx}^p$  sur les bords respectifs 'est' et 'ouest' ( $\Omega_E$  et  $\Omega_O$ ) du patch composite sont nulles, et croissent d'une façon rapide pour se stabiliser au milieu, en atteignant une valeur maximale à la ligne médiane du patch composite. Cette augmentation est due à la concentration des contraintes de cisaillement ( $\sigma_{xz}^a$ ) au niveau de cette région de la couche adhésive (Figure. 3.11) qui est responsable du transfert de charge de la contrainte normale  $\sigma_{xx}^p$ . concernant la distribution des contraintes suivant la direction  $(y)$ ,  $\sigma_{yy}^p$  est une contrainte de compression induite par l'effet du coefficient de poisson non nul. On distingue, selon la Figure. 3.9. on distingue une variation remarquable dans la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  entre les bords  $\Omega_E, \Omega_O$  et le milieu du patch. la valeur de la contrainte suivant  $y$  est presque

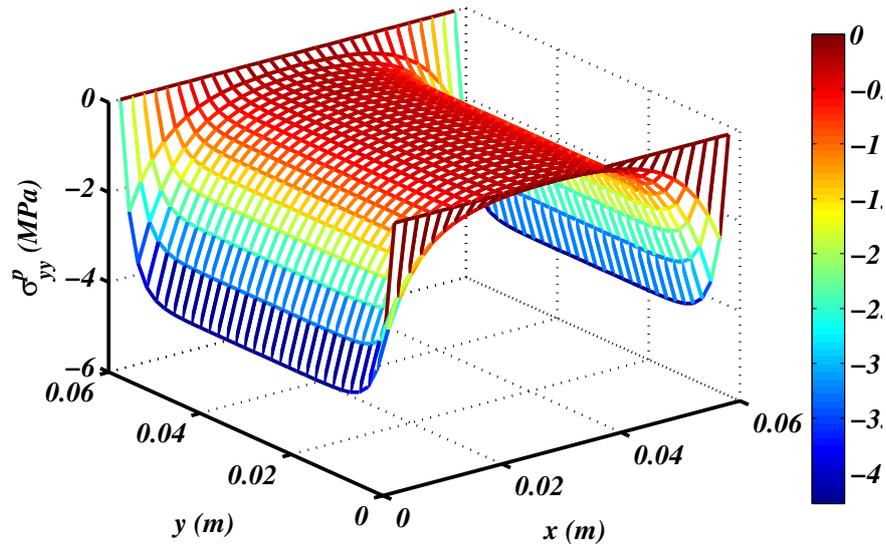


FIGURE 3.9 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[0]_8$ ).

### 3.4.3 Analyse et discussion des résultats

Lorsque la structure est sollicitée en traction uniaxiale dans la direction des fibres avec une contrainte de  $100 \text{ MPa}$  on distingue qu'une grande partie du chargement s'est transférée vers le patch composite comme il est présenté par la Figure. 3.8. . Les contraintes  $\sigma_{xx}^p$  sur les bords respectifs 'est' et 'ouest' ( $\Omega_E$  et  $\Omega_O$ ) du patch composite sont nulles, et croissent d'une façon rapide pour se stabiliser au milieu, en atteignant une valeur maximale à la ligne médiane du patch composite. Cette augmentation est due à la concentration des contraintes de cisaillement ( $\sigma_{xz}^a$ ) au niveau de cette région de la couche adhésive (Figure. 3.11) qui est responsable du transfert de charge de la contrainte normale  $\sigma_{xx}^p$ . concernant la distribution des contraintes suivant la direction ( $y$ ),  $\sigma_{yy}^p$  est une contrainte de compression induite par l'effet du coefficient de poisson non nul. On distingue, selon la Figure. 3.9. on distingue une variation remarquable dans la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  entre les bords  $\Omega_E$ ,  $\Omega_O$  et le milieu du patch. la valeur de la contrainte suivant  $y$  est presque nulle en milieu du patch composite. les Figures. 3.10, 3.11 montrent La distribution des contraintes de cisaillement de la couche adhésive dans les plans respectifs ( $yz$ ) et ( $xz$ ). On remarque l'existence de quatre pics dans la Figure.3.10 de la contrainte de cisaillement  $\sigma_{yz}^a$ . Cela est dû à la variation de la contrainte  $\sigma_{yy}^p$ , et à cause de la stabilisation de cette contrainte au milieu, où la contrainte de cisaillement dans cette partie est nulle. Par contre la distribution de la contrainte de cisaillement  $\sigma_{xz}^a$  dans le plan ( $xz$ ), comme elle est montrée sur la Figure. 3.11, est régulière et plus importante que  $\sigma_{yz}^a$ , ce qui donne un

meilleur transfert de charge dans la direction  $x$ . Dans les Figures. 3.12 et 3.13, représentant la distribution des contraintes normales dans les directions respectives  $(x)$ ,  $(y)$ , lors de la sollicitation de la structure en traction dans la direction perpendiculaire aux fibres, on voit que l'état de contrainte dans la direction  $(x)$  est compressive représenté dans le premier graphe, tandis que dans le second, la contrainte est de traction avec une intensité moins importante que dans le cas précédent (lorsque les fibres sont orientées à  $0^\circ$ ).

D'un autre côté, le transfert de charge dans cette direction n'est pas meilleur du fait que les fibres ne sont pas dans la même direction du chargement. Cela est vrai lorsqu'on se réfère aux figures respectives (3.14) et (3.15) en distinguant une distribution régulière des contraintes de cisaillement  $\sigma_{yz}^a$  et  $\sigma_{xz}^a$  mais leurs intensités sont faibles. D'autre part on remarque que la contrainte dans la Figure.(3.13) est légèrement élevée dans les bords du patch  $\Omega_E$ ,  $\Omega_O$  et diminue légèrement pour se stabiliser au milieu. Ce phénomène n'apparaît pas lorsque le chargement est parallèle à la direction des fibres (Figure. 3.8) où le comportement de la contrainte normale dans les lignes parallèles aux bords  $\Omega_N$  est pareil. Ce phénomène est aussi apparent d'une façon très légère dans la Figure. 3.13 avec une faible courbure dans les lignes perpendiculaire aux bords  $\Omega_O, \Omega_E$  (lignes perpendiculaires aux fibres). En effet, se sont quatre zones de contraintes élevées dans les quatre bords du patch composite qui se forment. Cela explique le mauvais transfert de charge d'une réparation par collage d'un patch composite lorsque les fibres de ce dernier sont orientées perpendiculairement à la direction du chargement. Concernant le cas de traction biaxiale avec une charge de  $100 \text{ MPa}$  dans chaque direction, la distribution

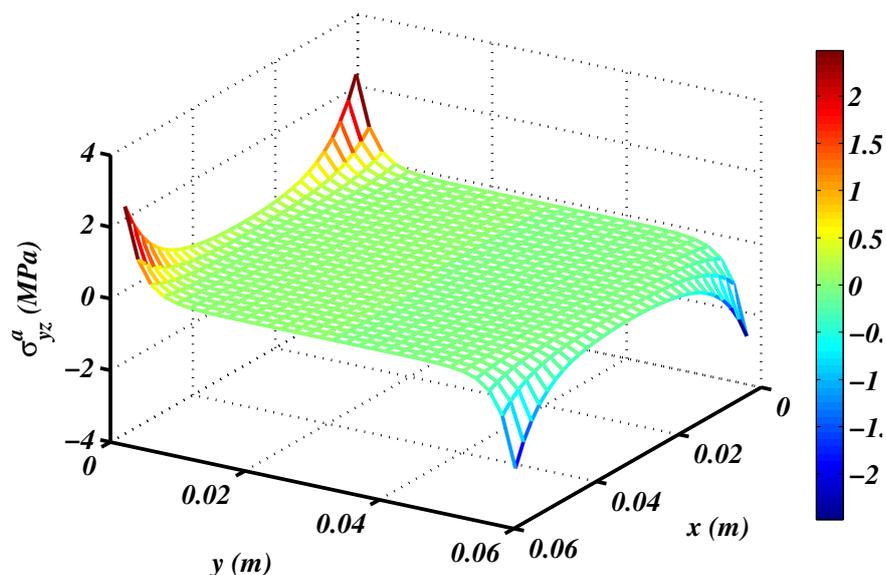


FIGURE 3.10 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yz}^a$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[0]_8$ ).

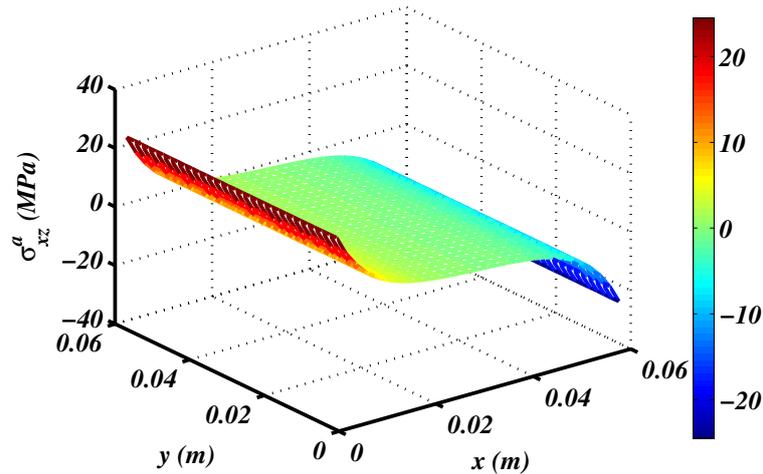


FIGURE 3.11 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xz}^a$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[0]_8$ ).

des contraintes normales  $\sigma_{xx}^a$ ,  $\sigma_{yy}^a$  et les contraintes de cisaillement  $\sigma_{yz}^a$  et  $\sigma_{xz}^a$  sont présentées dans les Figures respectives (3.16), (3.17), (3.18) et (3.19). On distingue d'après ces Figures la différence entre la distribution des contraintes dans les deux directions ainsi que l'intensité de la contrainte maximale. Dans la direction ( $x$ ) la distribution est plus régulière et le taux de transfert est plus élevé que celui dans la direction ( $y$ ). Cela est dû à ce que toutes les fibres orientées dans la direction ( $x$ ) participent au phénomène de transfert de charge. C'est pourquoi que la contrainte, comme il est présenté dans la Figure. (3.16), augmente progressivement jusqu'à obtenir une valeur maximale presque au milieu du patch. Tandis que dans la Figure. 3.17, l'augmentation de la contrainte est brusque juste près des bords du chargement ( $\Omega_N$ ,  $\Omega_S$ ) suivant ( $y$ ). Ce sont les fibres à

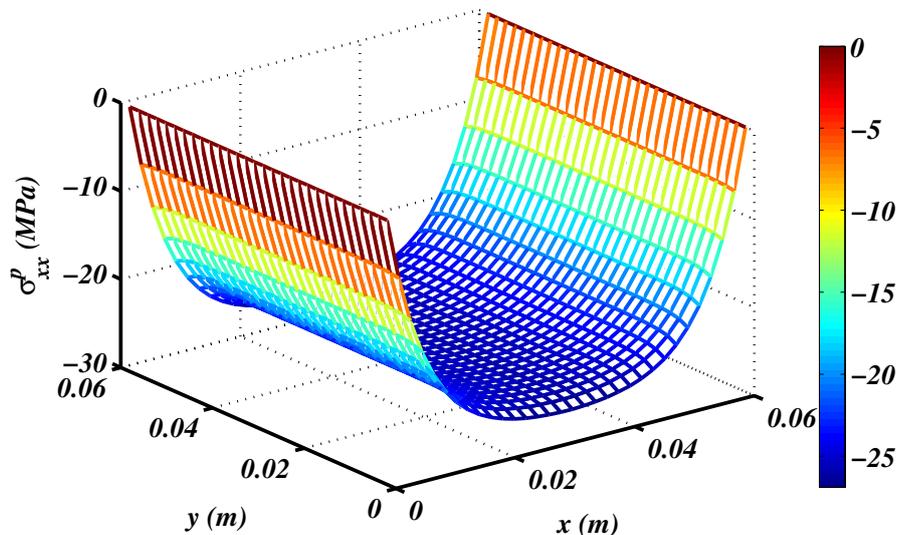


FIGURE 3.12 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xx}^p$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[90]_8$ ).

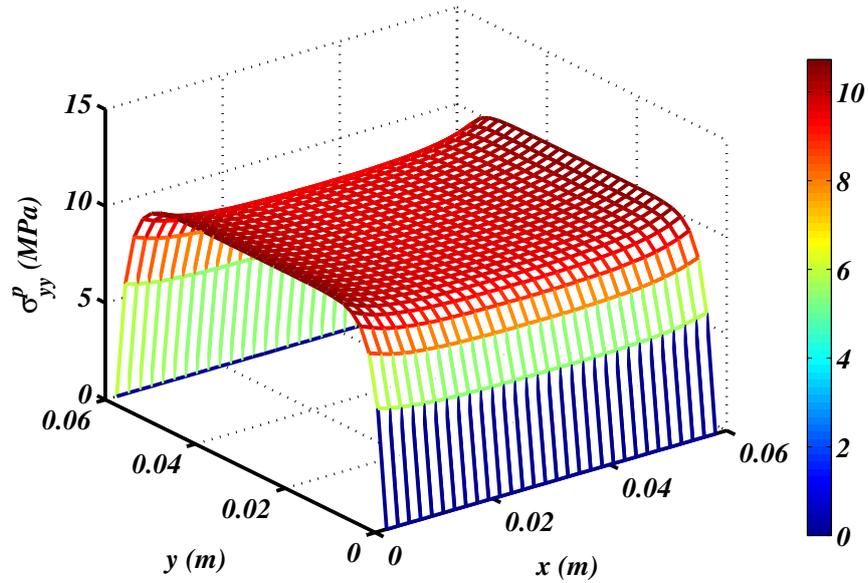


FIGURE 3.13 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[90]_8$ ).

ces zones, qui sont responsables du phénomène de transfert de charge de la structure vers le patch composite. Dans ces mêmes zones, le risque de décohésion des fibres et la rupture de la réparation est plus élevé. D'autre part la contrainte normale suivant  $(x)$  a diminué en comparaison avec la contrainte dans le cas de traction uniaxiale où les fibres sont orientées à  $0^\circ$ . Cela est dû au phénomène de compression qui a été créé à cause du coefficient de poisson sous l'effet de traction dans la direction  $(y)$ . Ceci est aussi observé dans les Figures. (3.18) et (3.19) qui représentent le comportement des contraintes de cisaillement  $\sigma_{yz}^a$  et  $\sigma_{xz}^a$  dans les plans  $(yz)$ , et  $(xz)$ . On voit clairement que l'intensité de

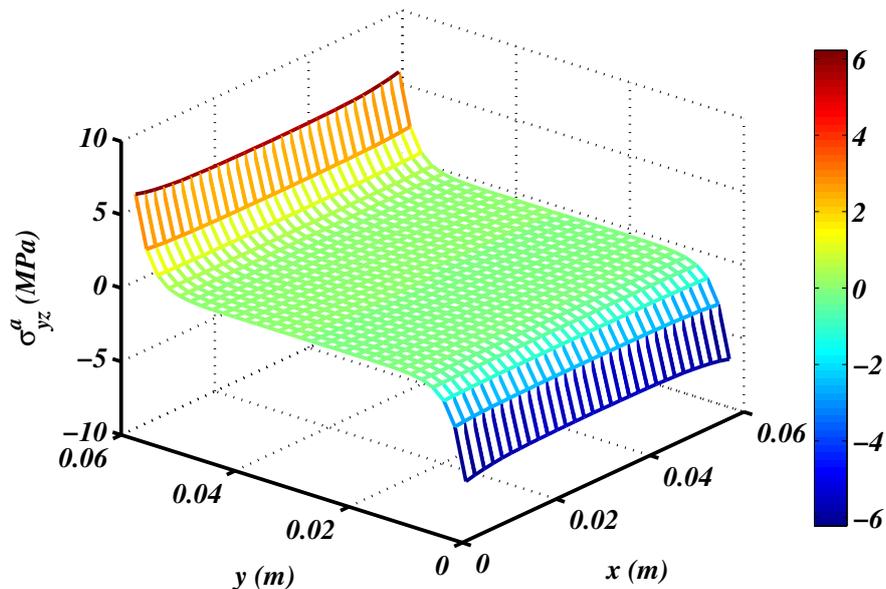


FIGURE 3.14 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yz}^a$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[90]_8$ ).

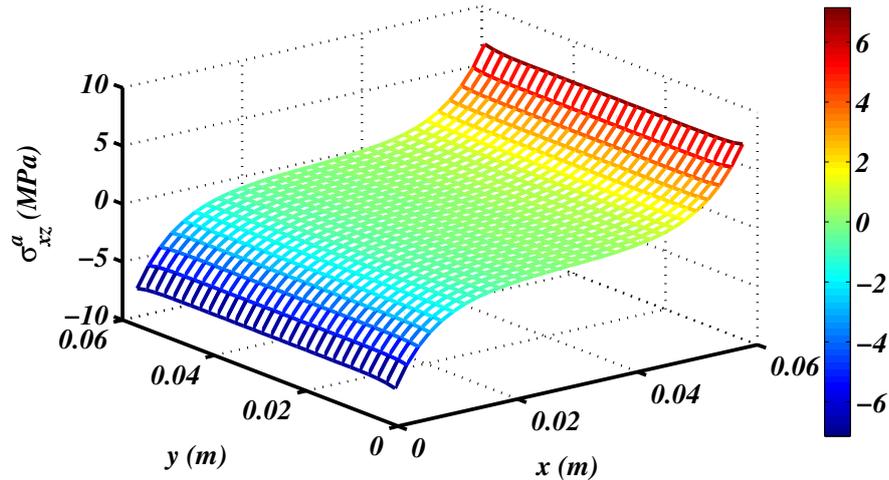


FIGURE 3.15 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xz}^a$  (traction uniaxiale de l'unidirectionnel  $[90]_8$ ).

contrainte de cisaillement dans la Figure.3.19 a diminué en comparaison avec celle de la Figure.3.11. Pour le troisième cas d'état de chargement (traction-compression), la structure est sollicitée en traction dans la direction ( $y$ ) et en compression suivant ( $x$ ). Lorsque la structure est sollicitée en compression selon la direction des fibres et en traction dans la direction perpendiculaire, le risque de rupture de la réparation va augmenter à cause de la coissance des contraintes normales et de cisaillement, on peut constater ça à partir des Figures.3.20, 3.21 et 3.22. Par contre, la répartition de la contrainte normale  $\sigma_{xx}^p$  est toujours régulière ce qui signifie que tous les fibres participent à la résistance à la sollicitation de compression, seulement le taux a augmenté presque de 50 %. D'un autre coté, le transfert de charge dans la direction  $y$  a augmenté ( Figure.3.21), en comparai-

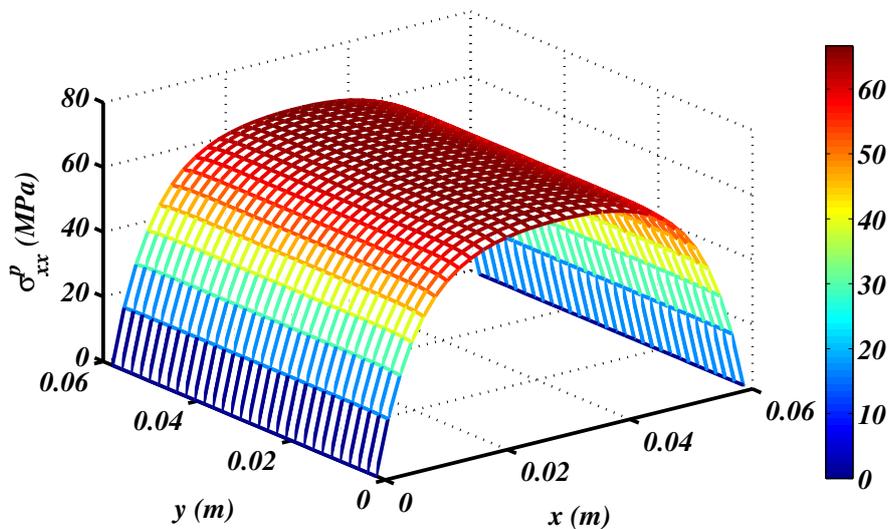


FIGURE 3.16 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xx}^p$  (traction biaxiale ).

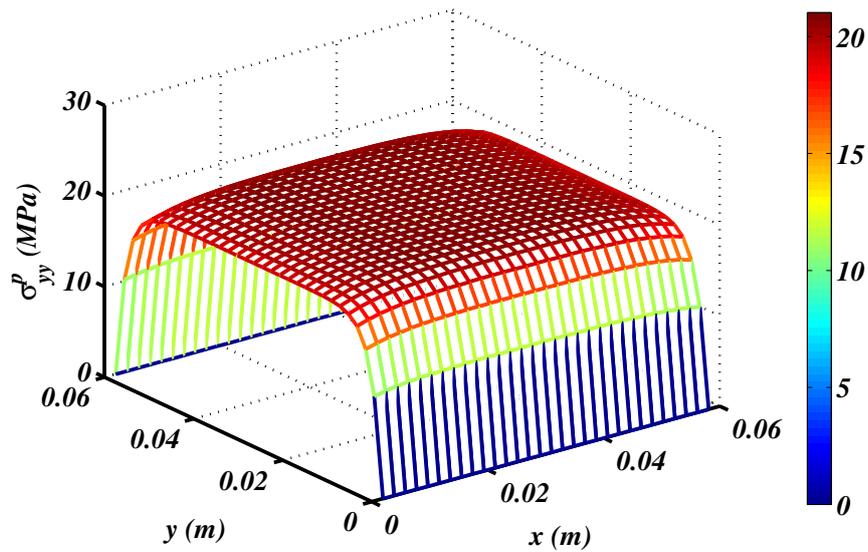


FIGURE 3.17 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  (traction biaxiale).

son avec celui de la Figure. 3.13. Cette augmentation est expliquée par la croissance des contraintes de cisaillement dans cette région vis-à-vis des autres zones du patch composite comme le montre la Figure .3.22. La distribution de la contrainte de cisaillement  $\sigma_{xz}^a$  dans ce dernier cas n'était pas représentée graphiquement car elle est pareille au précédente avec une différence dans l'intensité. Les figures 3.23 et 3.24 représentent respectivement la distribution des contraintes de cisaillement dans le patch composite unidirectionnel ( $\sigma_{xz}^p$ ) et dans l'adhésif ( $\sigma_{yz}^a$ ) en fonction des des dimensions du patch composite  $l_x$

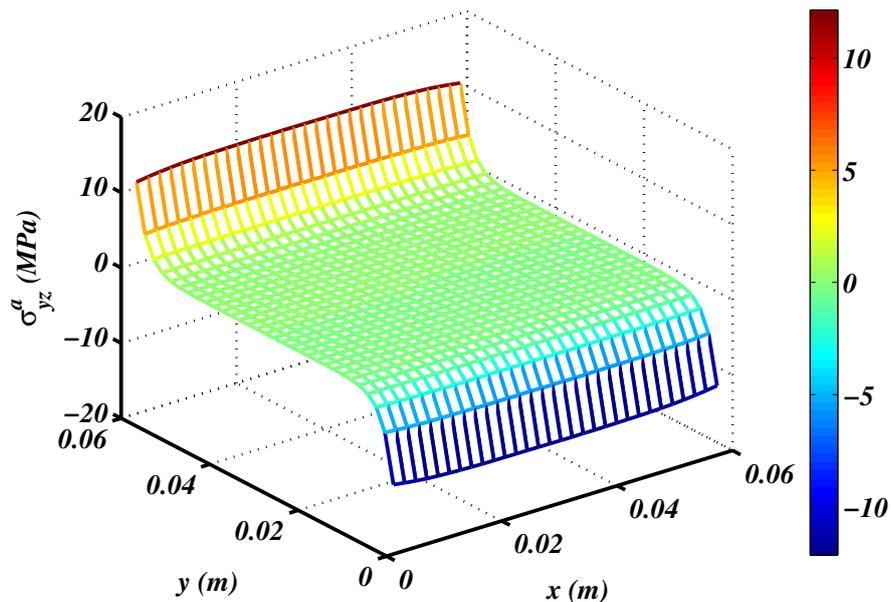


FIGURE 3.18 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yz}^a$  (traction biaxiale).

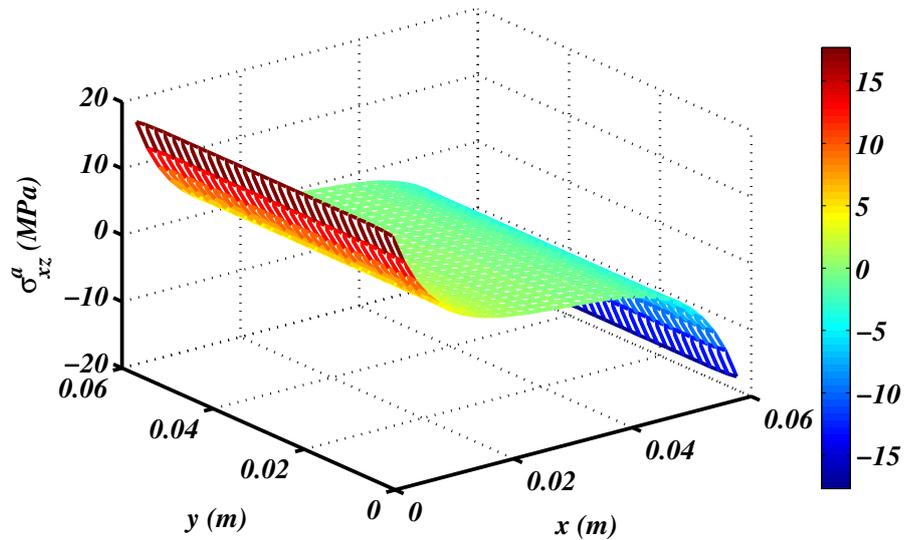


FIGURE 3.19 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xz}^a$  (traction biaxiale).

et  $l_y$ . Dans ces deux cas, la structure est sollicitée en cisaillement pur dans le plan  $xy$ . On constate alors que le phénomène de transfert de charge est toujours présent, seulement il est faible en terme d'intensité par rapport au cas de chargement en traction dans la direction des fibres, qui était le plus élevé parce que les fibres sont orienté dans la direction de chargement, ce qui entraine un cisaillement plus important au niveau de la couche adhésive, surtout au bords de la structure. On découvre, d'après la Figure.3.23 que le transfert est effectué dans les deux directions  $x$  et  $y$ , et que le taux est d'environ 80 % de la charge appliquée sur la structure en Aluminium. L'avantage d'un taux de transfert de charge important est le soulagement de la structure par la diminution de l'intensité de

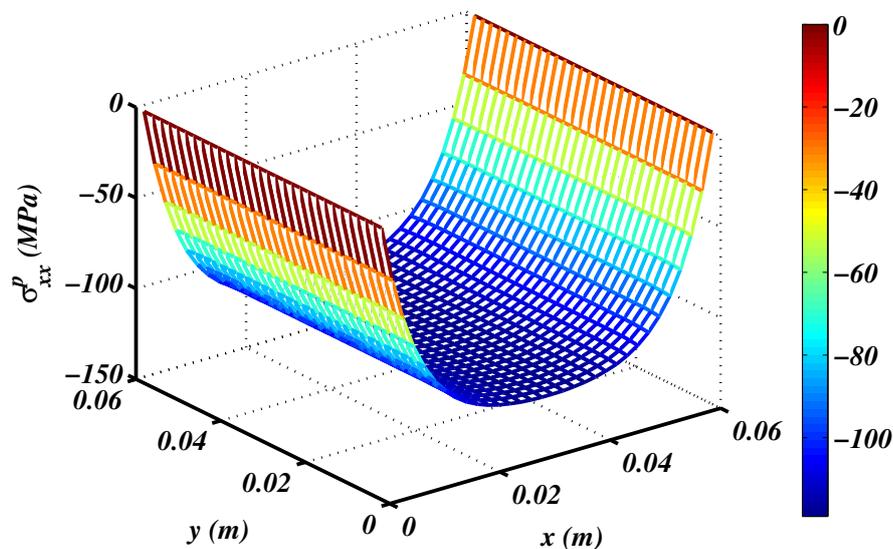


FIGURE 3.20 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xx}^p$  (traction-compression).

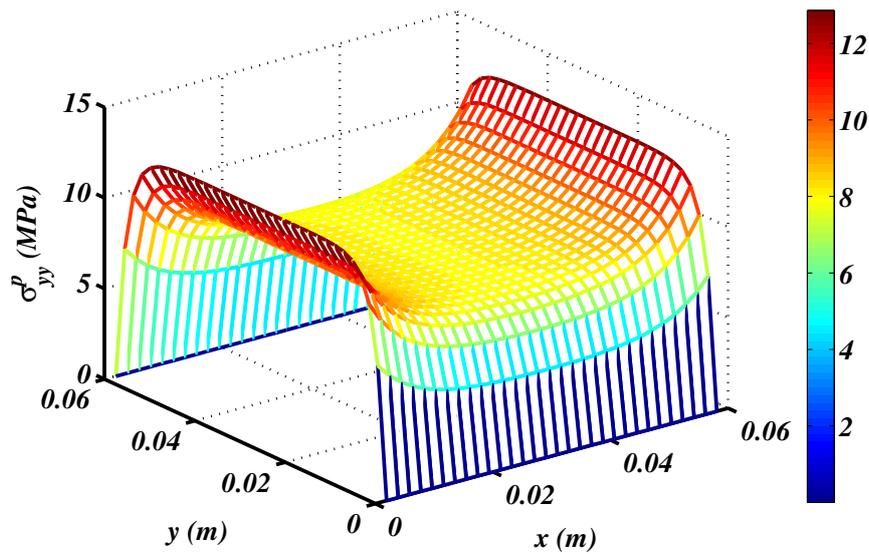


FIGURE 3.21 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yy}^p$  (traction-compression).

la contrainte appliquée sur cette dernière dont la proportion de cette dégradation peut être évaluée à presque 40 % à partir de l'équation. 3.25, D'autre part, la distribution des contraintes de cisaillement dans les plans  $xz$  et  $xy$  présente, dans la Figure.3.24, des pics dans les quatre bords du patch composite ( $\Omega_E, \Omega_O, \Omega_S$ , et  $\Omega_N$ ), et elle s'annule au milieu du patch, c'est pourquoi qu'il n'y a pas de variation de la contrainte normale au milieu du patch (Figure.3.23). Puisque la contrainte de cisaillement aux bords du patch composite est très élevée, il y aura donc l'augmentation du risque de rupture de la couche adh-

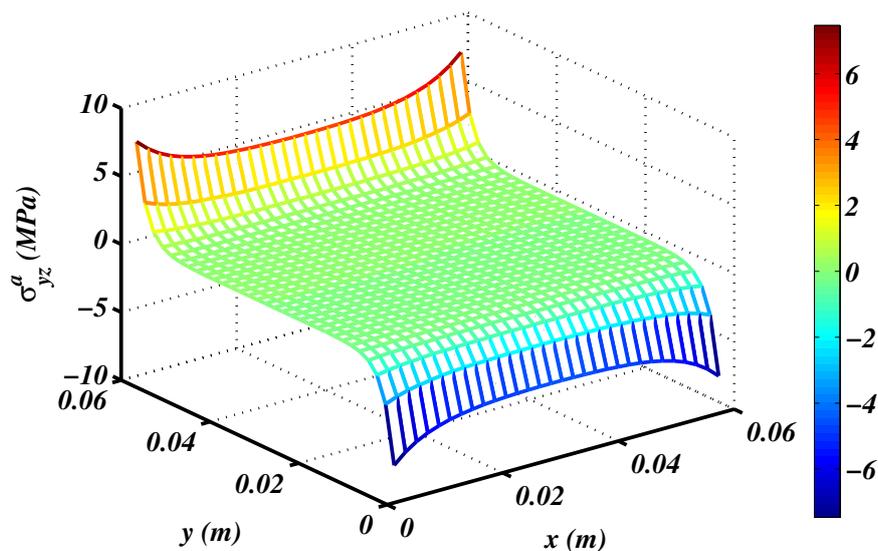


FIGURE 3.22 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{yz}^a$  (traction-compression).

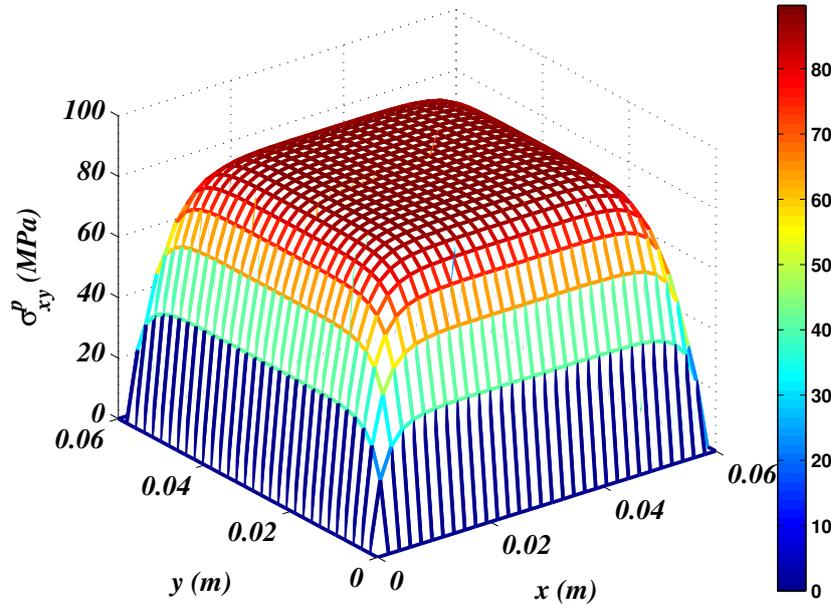


FIGURE 3.23 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xy}^p$  (cisaillement pur).

sive dans cette région. On peut alors suggérer l'installation d'un patch composite sur les faces externes d'une plaque sollicitée mécaniquement. La structure, dans ce cas, est toujours soulagée par la diminution du taux de chargement qui sera transféré vers le patch composite, le seul souci est la rupture de la réparation au niveau de la couche adhésive qui reste toujours le maillon le plus faible de l'ensemble structure-patch-adhésif.

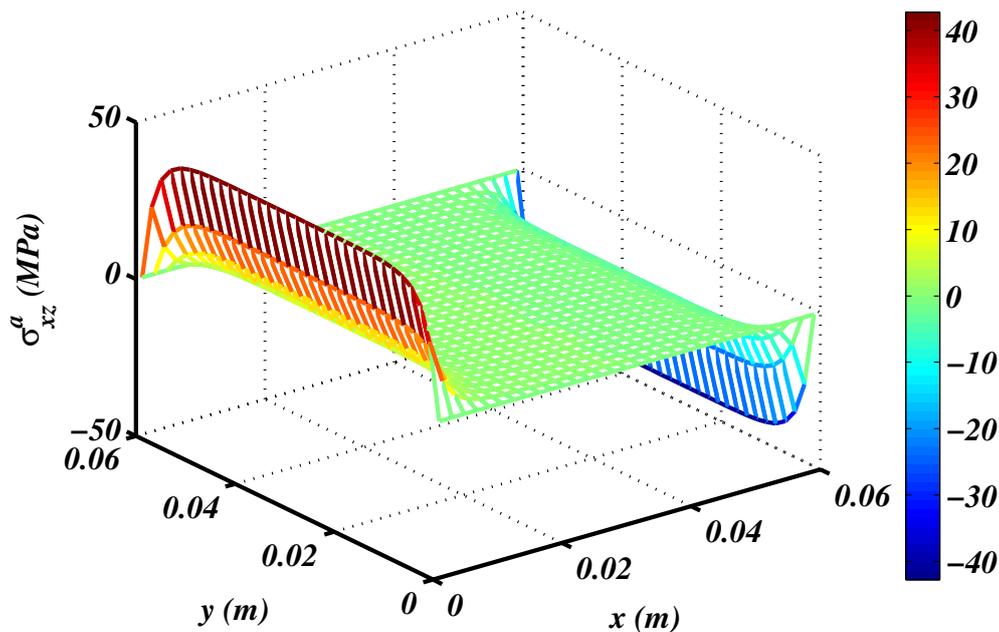


FIGURE 3.24 : Distribution de la contrainte  $\sigma_{xz}^a$  (cisaillement pur).

## 3.5 Critères de ruptures

Nous devons d'abord définir ce que nous entendons par défaillance. Une pièce peut céder si elle se déforme et change de forme. Elle peut également céder en se fracturant. L'une ou l'autre de ces conditions constitue une défaillance. Seul un matériau ductile peut céder de manière significative avant la rupture. Les matériaux fragiles se fracturent brutalement. La rupture est donc spécifiée par l'initiation de la déformation pour les matériaux ductiles, alors que si le matériau est fragile, elle est spécifiée par la rupture. La courbe contrainte-déformation de chaque type de matériau reflète cette différence. Cette condition exige que nous ayons deux théories de rupture différentes pour les deux classes de matériaux, ductile et fragile. Lorsque le chargement est dynamique, la distinction entre le comportement de rupture des matériaux ductiles et fragiles s'estompe, et les matériaux ductiles se rompent de manière fragile. Pour une pièce de machine soumise à un système de contrainte uni axiale, la contrainte limite admissible pour la conception peut être obtenue à partir de l'essai de traction simple. Habituellement, la limite d'élasticité est le facteur décisif dans de tels cas. Mais dans la majorité des cas, les pièces sont soumises à un système de contrainte complexe. Par conséquent, il est important d'établir un critère de défaillance pour le comportement des matériaux dans un état de contrainte combiné. Les critères de rupture peuvent être classés en trois catégories :

- Critères sans interaction des contraintes : Ces critères permettent de prévoir les mécanismes de rupture, mais sans aucune interaction entre les contraintes, (tels que les critères de la contrainte maximale et les critères de la déformation maximale).
- Critères interactifs. Ils ont été développés plus récemment et proposent d'accorder les propriétés du matériau à chaque mécanisme d'endommagement identifié. (Hashin, Chang-Chang, ..etc.).

### 3.5.1 Critère de Von Mises

La théorie de l'énergie de déformation, également appelée théorie de von Mises, est la meilleure pour les matériaux ductiles et réguliers (dont les résistances à la compression et à la traction sont approximativement les mêmes) et dont les résistances au cisaillement sont inférieures à leurs résistances à la traction. Ce critère est suffisant pour être utilisé dans le cas de la structure et celui de la couche adhésive pour les différents états de sollicitations

décrits dans la section précédente. Il s'écrit comme suit :

$$\frac{(\sigma_{xx}^s - \sigma_{yy}^s)^2 + (\sigma_{xx}^s)^2 + (\sigma_{yy}^s)^2 + 6 \left( (\sigma_{xz}^s)^2 + (\sigma_{yz}^s)^2 \right)}{2\sigma_e^2} \leq 1 \quad (3.41)$$

Où  $\sigma_e$  est la contrainte limite en traction du matériau en question, le rapport des termes de gauche et de droite donnent l'information de non rupture lorsqu'il est inférieur à 1, sinon c'est le contraire. Les valeurs de la contrainte limite de la structures et de l'adhésive sont respectivement 310 MPa et 43.5 MPa, tandis que celles du patch composite sont présentées au Tableau 3.3.

### 3.5.2 Critère de Tsai-Wu

Le patch est en matériau composite de nature orthotrope. Le critère qui sera pris en considération pour évaluer sa résistance est celui de Tsai-Wu [91]. La rupture du matériau dans le cas général peut être atteinte lorsque l'égalité de l'équation suivante est vérifiée :

$$F_i \sigma_{ii} + F_{ij} \sigma_{ij} = 1 \quad i, j = 1..6 \quad (3.42)$$

Les constantes  $F_i$  et  $F_{ij}$  sont des composantes de deux tenseurs qui dépendent des limites de résistances du matériau dans les cas de traction, compression et cisaillement suivant chacune des directions. Les contraintes limites du patch composite sont présentées dans le Tableau. 3.3. Le patch étant ici en contraintes planes dans le plan  $(xy)$  et seules les contraintes  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{xy}$  qui sont conservées. La relation 3.42 se réduit donc

TABLEAU 3.3 : Contraintes limites à la rupture du patch composite.

Contraintes limites	Matériau Carbone/époxyde
Contrainte limite en traction longitudinale (X) (MPa)	2231
Contrainte limite en compression longitudinale (X') (MPa).	1082
Contrainte limite en traction transversale(Y) (MPa)	29
Contrainte limite en compression transversale (Y') (MPa)	100
contrainte limite en cisaillement S (MPa)	60

à :

$$\left(\frac{1}{X} - \frac{1}{X'}\right) \sigma_{xx} + \left(\frac{1}{Y} - \frac{1}{Y'}\right) \sigma_{yy} + \frac{\sigma_{xx}^2}{XX'} + \frac{\sigma_{yy}^2}{YY'} + \frac{\sigma_{xy}^2}{S^2} - \frac{\sigma_{xx}\sigma_{yy}}{XX'} \leq 1 \quad (3.43)$$

les premiers termes des inégalités 3.41 et 3.43, représentent le rapport des contraintes actuelles par rapport aux contraintes limites ( $C_r$ ). Une structure reste saine tant que la valeur de  $C_r$  est inférieure à 1. Il est clair que d'après les résultats du Tableau 3.4 concernant les critères de rupture de chaque matériau de l'ensemble (patch-structure-adhésif), la structure en Aluminium est toujours en sécurité, sauf dans les cas de traction-compression et de cisaillement, où le risque est de l'ordre de 60%. D'autre part concernant le patch qui est un composite à renforcement unidirectionnel très résistant dans la direction des fibres, on voit que la valeur du risque de rupture la plus faible est dans le premier cas de sollicitation (traction dans la direction des fibres  $0^\circ$ ). Cette valeur n'atteint même pas le 1% car la contrainte limite est plus importante dans la direction des fibres. Les valeurs maximales de risque sont toujours dans les cas où le chargement de traction est dans la direction perpendiculaire à celle des fibres. Il est à noter aussi que seul le cas de traction dans la direction perpendiculaire aux fibres que le patch composite peut se rompre même avant la couche adhésive, représentant le maillon le plus faible de l'ensemble (patch-structure-adhésif), surtout dans le dernier cas d'état de sollicitation (cisaillement pur) où le rapport des contraintes  $C_r = 11.07$ . Cette différence est due aux contraintes de cisaillement plus prononcées dans le plan  $(xy)$  (Figure.3.23) comparées aux autres cas de chargements.

TABLEAU 3.4 : Rapport  $C_r$  pour les matériaux de renforcement à différents états de sollicitations.

État de sollicitation	Composite	Couche adhésive	Aluminium
traction uniaxiale de l'unidirectionnel $[0]_8$	0.0908	0.9528	0.1041
traction uniaxiale de l'unidirectionnel $[90]_8$	0.4352	0.1425	0.1107
Traction biaxiale des unidirectionnels $[0]_8$ ou $[90]_8$	0.2941	0.5634	0.1141
Traction-compression de l'unidirectionnel $[0]_8$	0.4831	1.6746	0.6012
cisaillement pur de l'unidirectionnel $[0]_8$	2.2359	11.07	0.6243

### 3.6 Détermination de l'empilement optimal par Algorithmes Génétiques

Les algorithmes génétiques sont des méthodes mathématiques stochastiques adaptatives adaptatifs permettant de trouver la solution optimale globale d'un problème d'optimisation. Cette approche initiée dans les années 1970 par John Holland considéré comme étant le pionnier fondateur de l'algorithme génétique original [92]. Les principes fondamentaux des algorithmes génétiques (AG) dans le cadre de l'optimisation mathématique sont caractérisés par une représentation binaire des solutions individuelles, des opérateurs de croisement et de mutation simples et indépendants du problème, et une règle de sélection proportionnelle. Pour comprendre ces concepts, considérons la procédure standard de l'AG décrite par la Figure.3.25.

Les membres de la population sont des chaînes ou des chromosomes, qui, tels qu'ils ont été conçus à l'origine, sont des représentations binaires des vecteurs des variables d'entrée (donnés) et de sortie (solutions). L'AG entreprend de choisir une population initiale aléatoirement, à partir de laquelle on obtient des sous-ensembles de solutions, appelés parents, pour les combiner afin de produire une nouvelle population appelée enfants. Les règles de combinaison pour produire des enfants sont basées sur la notion génétique de croisement, qui consiste à échanger les valeurs des solutions de variables particulières, ainsi que des opérations occasionnelles telles que des changements de valeurs aléatoires (appelées mutations). Les enfants produits par l'accouplement des parents, et qui passent un test de survivabilité, sont ensuite disponibles pour être choisis comme parents de la génération suivante. Le choix des parents à accoupler à chaque génération est basé sur un schéma d'échantillonnage (sélection tournoi), dont les meilleurs

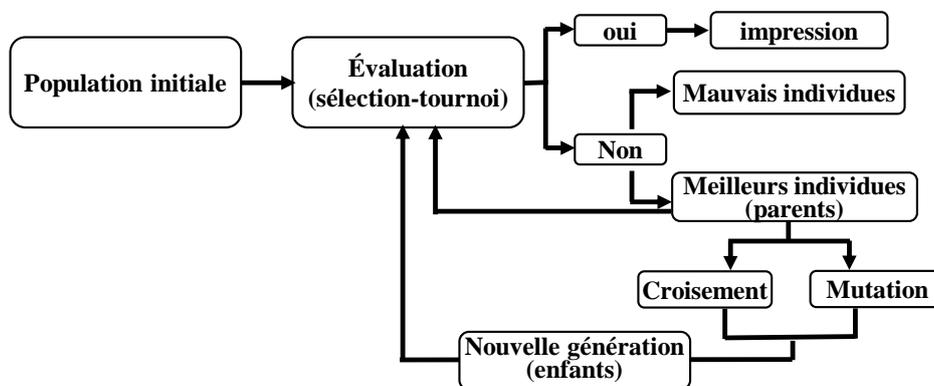


FIGURE 3.25 : Organigramme d'algorithme génétique.

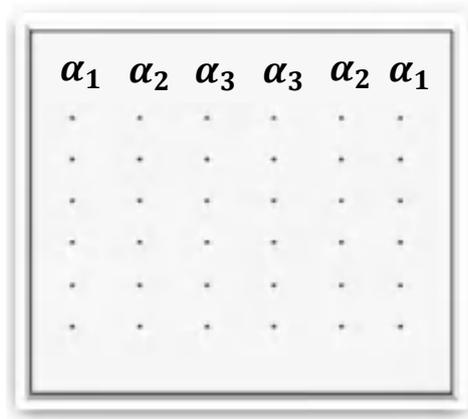


FIGURE 3.26 : Forme décimale des individus (cas de 6 couches).

membres sont périodiquement échangés ou partagés. Les principales étapes d'optimisation de l'orientation des fibres de l'empilement du patch composite, considéré dans notre cas, suivent le schéma de la Figure.3.25 et qui seront décrites en détail dans les sections qui succèdent.

### 3.6.1 Selection de la population

Lors de la création de la population initiale, la première chose à faire est de décider le codage de la structure. Le codage d'une variable, appelée chromosome dans la littérature des AG, est généralement décrit comme une chaîne de symboles de  $\{0, 1\}$ . Donc, pour une population de 200 individus choisis aléatoirement, dont chacun d'eux est représenté par la variable  $C_i$  qui est un composite de  $N_c$  couches ayant  $N_c/2$  orientations d'angles alternés à  $[\theta_1/\theta_2/\dots/\theta_{N_c/2}]_S$ , avec  $-90 \leq \theta_i \leq 90$ , comme il est présenté dans la Figure.3.26 pour un exemple de 6 couches. Chaque angle est alors codé en base binaire avec 6 bits et les composants du chromosome sont alors étiquetés comme des gènes. La Figure.3.27 montre la forme binaire des chromosomes. On obtient à la fin de l'initiation de la population de la première génération, une comme étant une matrice  $N_{pop}$  de dimensions  $(200, 6, N_c)$  dont le chiffre 200 représente le nombre de populations,  $l_c$  est le nombre de couches du composite, et 6 est le nombre de bits sur lequel est codé chaque angle. La structure et la couche adhésive restent inchangées comme sont décrites au au Tableau. 3.1. Après l'initialisation de la population pour les nombres de 4,6,8 et 10 couches, on procède à l'évaluation de chaque individu ( $C_i$ ) de la population par une fonction objective  $f_i$ , telle que :

$$f(C_i) = k.max(\sigma_{xx}^p) + (1 - k)max(\sigma_{yy}^p) \quad (3.44)$$

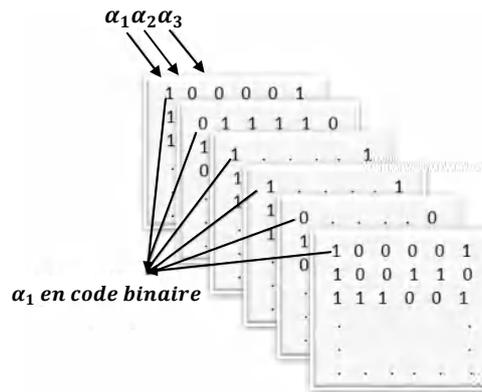


FIGURE 3.27 : Forme binaire des individus (cas de 6 couches).

Avec  $k$  est un coefficient de proportionnalité inférieur à 1, dans notre cas il est égale à 0.5.  $max(\sigma_{xx}^p)$  et  $max(\sigma_{yy}^a)$  sont respectivement les contraintes normales maximales dans les direction ( $x$ ) et ( $y$ ) obtenues du code de calcul sous Matlab établi précédemment. après leurs évaluations, deux sous ensembles sont créés, un comportant de mauvais individus et un autre des bons. la probabilité de survie d'un individu  $C_i$  sélectionné à partir du domaine ( $C_1, C_2, \dots, C_{N_{pop}}$ ) pour être un membre de la prochaine génération à chaque expérience est donnée par :

$$P(C_i) = \frac{f(C_i)}{\sum_{j=1}^{N_{pop}} f(C_j)} > 0 \quad (3.45)$$

Ce processus est également appelé sélection des parents par la roulette et peut être vu comme une roulette où chaque membre de la population est représenté par une tranche directement proportionnelle à son aptitude. Une étape de sélection est alors un tour de roue qui, à long terme, tend à éliminer les membres les moins aptes de la population. A chaque tour une nouvelle génération créée à partir d'opérateur de croisement et de mutation entre en tournoi avec le sous-ensemble des meilleurs individus (parents) pour une nouvelle éliminatoire.

### 3.6.2 Opérateur de croisement

Le croisement est un opérateur aléatoire important dans l'AG. Sa fonction est de générer de nouveaux chromosomes ou chromosomes "enfants" à partir de deux chromosomes "parents" en combinant les informations extraites des parents. La méthode de croisement utilisée dans l'AG est le croisement à un point. pour un individu composé de trois angles dont chaque angle représente un chromosome d'une longueur de six bits, un

nombre aléatoire  $c$  compris entre 1 et le nombre de bits (6) est d'abord généré. Le premier chromosome enfant est formé en ajoutant les  $6 - c$  derniers éléments du premier chromosome parent aux  $c$  premiers éléments du second chromosome parent. Le deuxième chromosome enfant est formé en ajoutant les  $6 - c$  derniers éléments du deuxième chromosome parent aux  $c$  premiers éléments du premier chromosome parent, comme il est présenté ci-dessous :

$$\begin{array}{ll} \text{Parent}_1 : \boxed{011} | 100 & \text{Child}_1 : \boxed{111} | 100 \\ \text{Parent}_2 : \boxed{111} | 101 & \text{Child}_2 : \boxed{011} | 101 \end{array}$$

### 3.6.3 Opérateur de mutation

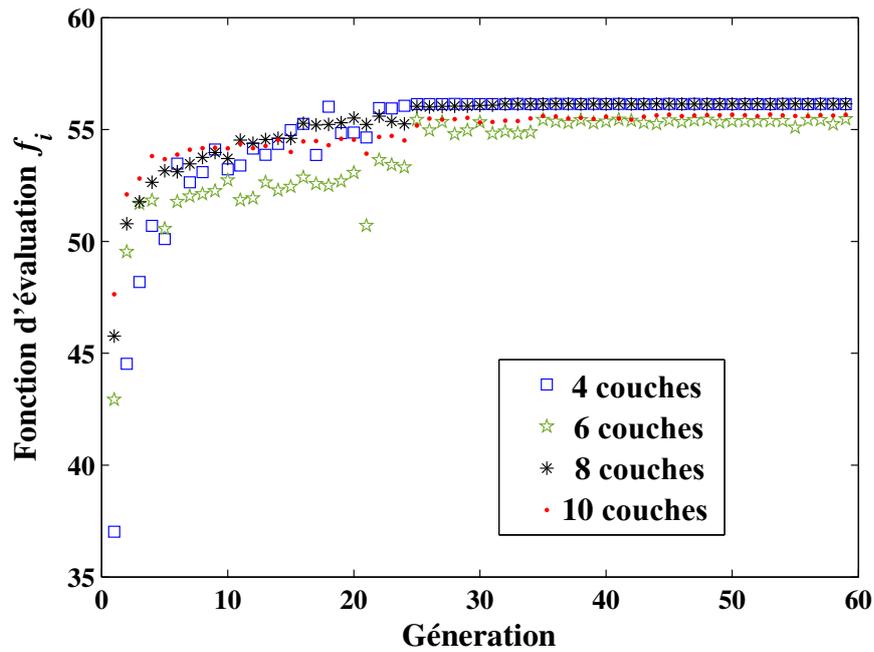
La mutation est une autre composante importante de l'AG. Elle opère indépendamment sur chaque individu en perturbant de manière probabiliste chaque chaîne de bits. Une façon habituelle de mutation utilisée dans l'AG est de générer un nombre aléatoire  $v$  entre 1 et le nombre de bits (6), puis effectuer un changement aléatoire dans le  $v^{me}$  élément de la chaîne de bits, ce qui est donné par :

$$\text{Parent}_1 \ 101 \boxed{0}11 \qquad \text{Child}_1 \ 101 \boxed{1}11$$

les résultats obtenus par optimisation de l'orientation des angles des matériaux composites composés de quatre, six, huit et dix couches, destinés pour le renforcement d'une structure en Aluminium par la technique de collage (double recouvrement), soumise à un état de chargement statique biaxial (traction-traction) sont schématisés respectivement dans la Figure. 3.28, qui représente la fonction d'évaluation  $f_i$  en fonction du nombre de générations. Ainsi que le Tableau 3.5 présente les valeurs des contraintes maximales de cisaillement et normales ( $\sigma_{xx}^p, \sigma_{yy}^p, \sigma_{xz}^a$  et  $\sigma_{yz}^a$ ) correspondant aux orientations des fibres optimales obtenues. On voit dans la Figure.3.27 la fonction d'évaluation pour le cas de traction bidirectionnel avec un chargement  $\sigma_{xx}^\infty = 100$  dans chaque direction et qui tend à converger pour chaque nombre de couche du patch composite. En

TABLEAU 3.5 : Contraintes maximales et orientations optimales obtenues.

État de sollicitation	Empilements du patch composite	$\sigma_{xx}^p$	$\sigma_{yy}^p$	$\sigma_{xz}^a$	$\sigma_{yz}^a$	
4	Trac-Trac	$[45/ - 45]_s$	56.14	56.14	29.82	29.82
6	Trac-Trac	$[60/0/ - 60]_s$	55.48	55.48	27.82	27.82
8	Trac-Trac	$[[45/ - 45]_2]_s$	56.14	56.14	29.82	29.82
10	Trac-Trac	$[60/ - 45/0/45/ - 60]_s$	55.63	55.63	28.40	28.40

FIGURE 3.28 : Fonction d'évaluation  $f_i$  (traction-traction).

relevant ces résultats en détail dans le Tableau 3.5 on peut constater que les résultats pour des couches dont leur nombre est  $2n$  avec  $n$  est un nombre paire (comme le cas de quatre couches et huit couches) sont les meilleurs pour un chargement traction-traction avec une valeurs de  $f_i$  équivalente à  $56.14MPa$ . L'orientation équivalente pour cette sollicitation est l'empilement  $[45/ - 45]_n$  avec  $n = 2$  pour 4 couches et  $n = 4$  pour huit couches. on remarque aussi une petite perturbation dans les valeurs de  $f_i$  lorsque le nombre de couches est égale à six et dix couches, où la valeur de la fonction d'évaluation vaut respectivement  $55.48MPa$  et  $55.63MPa$ .

## Conclusion

Le phénomène de transfert de charge est un aspect important à considérer lors des réparations par collage. En effet, lorsqu'un adhésif est appliqué entre deux surfaces, il y a un transfert de charge entre les surfaces en contact. Ce transfert de charge peut avoir un impact sur les propriétés mécaniques de la liaison adhésive. Il a été démontré dans ce chapitre que le taux de transfert de charge pour une structure sollicitée mécaniquement varie selon la fréquence d'empilement du patch composite collé. Il est donc fortement lié à la rigidité dans le plan du patch composite, qui peut affecter l'adhérence, la dura-

bilité et la résistance des assemblages collés. Il est alors essentiel de comprendre et de contrôler ce phénomène pour garantir des réparations durables et fiables. D'autre part l'utilisation des Algorithmes Génétiques nous a permis de montrer l'efficacité des patches ayant une rigidité moyenne. En fin, le transfert de charge est un phénomène important à prendre en compte lors des réparations par collage. La compréhension et le contrôle de ce phénomène sont essentiels pour garantir des réparations de qualité et durables.

# Analyse par modélisation et simulation numériques du comportement mécanique des structures renforcées

## Introduction

L'analyse par éléments finis a débuté les années 1800. John William Strutt Rayleigh a développé pour la première fois une méthode de prédiction des fréquences naturelles pour des structures simples. Cette méthode a été développée par Walter Ritz, connue maintenant sous le nom de la méthode "Rayleigh-Ritz". Elle était la clé pour le développement de la méthode des éléments finis par Castigliano et Hrennikoff dans les années 1940, Boeing en 1950. Grâce à l'apparition des ordinateurs, cette méthode a réussi à la modélisation des formes complexes. Ce n'est qu'en 1960 que le concept des éléments finis était né. L'ingénieur américain Ray William Clough était le premier à utiliser le terme de méthode des éléments finis dans un article en 1960 intitulé « The Finite Element Method in Plane Stress Analysis » [93]. Les ordinateurs numériques ont remplacé plus tard les ordinateurs analogiques, et ont permis la réalisation de milliers d'opérations par seconde. Cependant, Zienkiewicz et Cheung [94] ont écrit le premier livre consacré à la méthode des éléments finis en 1967 « The Finite Element Method in Structural and Continuum Mechanics : Numerical Solution of Problems in Structural and Continuum Mechanics ». Dès lors le monde de calcul numérique a connu un développement exponentiel avec la naissance des logiciels comme NASTRAN, ANSYS, ABAQUS ... etc.

Surtout pour les structures à géométries complexes. Parmi les domaines où l'application de la méthode des éléments finis est efficace, la réparation de structures par patches composites, vu que ces structures comportent une multitude de matériaux avec des propriétés différentes, où les solutions analytiques sont énormément difficiles voire parfois impossibles. Plusieurs chercheurs tels que [64, 50, 95] ont consacré leurs travaux sur la réparation de structures endommagées par le collage de patches composites en utilisant la méthode des éléments finis. Ils ont contribué à éclaircir plusieurs aspects importants pour la conception d'un patch collé, qui sont la prédiction précise des contraintes, du facteur d'intensité des contraintes (FIC) et de la résistance à la rupture. D'autre part, la décohésion de l'interface au niveau du contact couche adhésive-adhérent en utilisant le couplage des éléments finis avec la modélisation par la méthode CZM (Cohésive Zone Material) qui a fait l'objet de recherches dans les travaux [96, 97, 98]. Ils ont participé avec leurs études d'une façon significative à une meilleure connaissance des mécanismes de rupture des joints collés. Le modèle CZM surmonte les limites de la mécanique linéaire élastique de rupture (MLER) et offre un outil de calcul puissant et efficace pour les études de la mécanique de rupture.

Dans ce chapitre, on a effectué une analyse numérique par éléments finis sous environnement logiciel AN-SYS 2020 R2 pour une meilleure compréhension des modes de ruptures de l'ensemble lorsque la plaque à consolider est à renforcer ou à réparer :

- La première configuration consiste à renforcer une structure en Aluminium non fissurée par un patch composite sur ces deux faces. L'ensemble des matériaux utilisés possède exactement les mêmes propriétés mécaniques et géométriques que celles présentées au chapitre 3 lorsqu'on a considéré un patch composite à renforcement unidirectionnel dans la direction de l'application du chargement.
- La deuxième configuration consiste à réparer une structure fissurée juste au milieu de la pièce et sur une seule face soit par un joint à double recouvrement ou soit par un autre à simple recouvrement. Pour mieux gérer l'opération de réparation de la structure et pouvoir appliquer les deux types de joints collés, les caractéristiques géométriques sont choisies différentes de celles de la première configuration (plaque non fissurée).

## 4.1 Modélisation

La modélisation est un processus essentiel dans de nombreux domaines, notamment en sciences, en ingénierie, en économie et en informatique. Elle consiste à représenter un système ou un phénomène à l'aide d'un modèle mathématique, physique ou informatique. Le but de la modélisation est de simplifier la réalité pour la rendre plus compréhensible et plus prévisible. Les modèles peuvent être utilisés pour analyser le comportement des systèmes, pour prédire leur évolution future ou pour optimiser leur fonctionnement. Ils peuvent également être utilisés pour simuler des scénarios hypothétiques et pour tester différentes stratégies avant leur mise en œuvre. En somme, la modélisation est un outil puissant qui permet aux chercheurs et aux décideurs de mieux comprendre et de mieux gérer les systèmes complexes. Les esquisses de toutes les géométries sont réalisées à l'aide du module Design Modeler. La modélisation de l'ensemble des matériaux est effectuée sous le module de simulation "Mechanical model" dans l'environnement ANSYS Workbench sauf le patch composite qui est réalisé dans le module "ACP (prépost)", puis l'ensemble est assemblé dans un seul module pour une étude structurale statique, où s'effectue la modélisation des interfaces de contact, de la fissuration, l'introduction des conditions aux limites et le traitement des résultats (Figure.4.3). La zone d'interface joue un rôle majeur dans la résistance globale du renforcement. La séparation au niveaux des interfaces de collage, est la raison de l'échec de la réparation par collage d'un patch, conduisant finalement à l'échec de la structure [21]. L'analyse

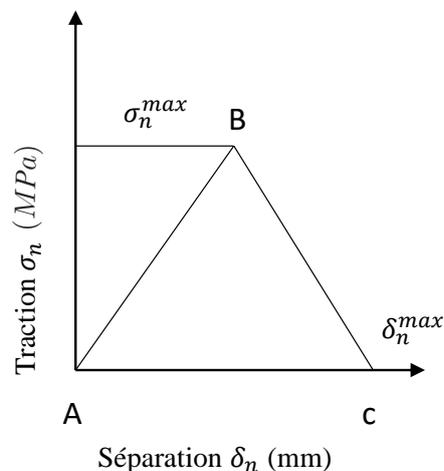


FIGURE 4.1 : Courbe Traction-séparation (modèle CZM)

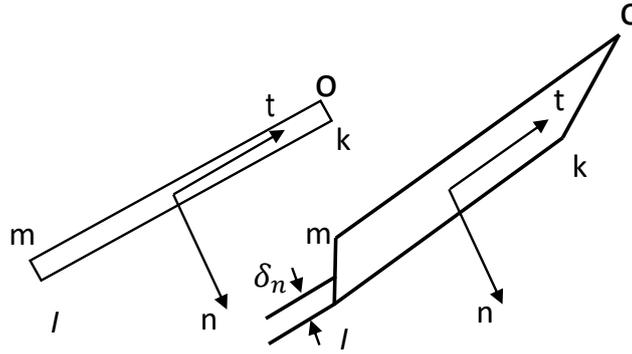


FIGURE 4.2 : Schéma d'un élément d'interface

numérique de ce phénomène est réalisée par le modèle CZM (Cohesive Zone Material). Ce modèle, utilisé en mécanique de la rupture, consiste en la séparation des surfaces de contact par la décohésion de l'interface. Son comportement mécanique est modélisé par une loi de traction-séparation (BID), qui relie le champ de traction à la séparation (Figure 4.1). L'aire sous la courbe de traction-séparation est égale à l'énergie nécessaire à la séparation. Au fur et à mesure que le matériau se déforme dans la zone cohésive, la traction augmente d'abord jusqu'à atteindre un maximum, puis se réduit à zéro, ce qui aboutit à une séparation complète [99]. La méthode BID a été utilisée dans la simulation numérique des zones d'interfaces. La rupture de l'interface se produit en raison de l'effet combiné des contraintes de pelages et de cisaillements inter-faciaux agissant dans les directions normales et tangentielles, respectivement [100]. La loi bilinéaire de traction-séparation est donc applicable dans les deux directions, normale et tangentielle (Figure 4.2). Le modèle CZM bilinéaire avec des éléments d'interface est défini avec quatre paramètres;  $\sigma_n^{max}$ ,  $\sigma_t^{max}$ ,  $\delta_n^{max}$  et  $\delta_t^{max}$ . La composante de traction normale augmente d'abord linéairement avec la distance de séparation jusqu'à sa valeur maximale, puis diminue linéairement jusqu'à une valeur nulle en raison de la dégradation progressive de l'interface jusqu'à la séparation totale (Figure 4.2).

## 4.2 choix des matériaux

Les produits en alliage d'Aluminium 2024T3 sont utilisés dans de nombreux domaines, tels que le secteur de la construction ou de l'emballage et principalement dans le domaine des transports. En effet, sa faible densité de  $2,70 \text{ g/cm}^3$  permet d'alléger les structures aéronautiques et automobiles [101], en outre, la performance et la bonne résistance

sont requises. Le comportement de ce dernier est élasto-plastique, il présente souvent une zone élastique initiale dans laquelle la déformation est proportionnelle à la charge. Mais au-delà de la limite élastique, une déformation plastique non récupérable se développe. Ses propriétés mécaniques sont présentées dans le Tableau 3.1. D'autre part la résine, qui a été utilisée comme matériau de collage est une résine époxyde adhésive (ET5401), d'une épaisseur de 0,2 mm. Les caractéristiques mécaniques élevées de cette dernière ont un effet considérable sur résistance aux cisaillement et au pelage. Une analyse numérique fiable pour la compréhension du comportement de l'interface de contact plaque-adhésive et patch-adhésif est nécessaire. Dans la littérature, certains chercheurs recommandent de réaliser le collage des patches composites à la structure de manière à ce que l'épaisseur de la couche adhésive soit maintenue à environ 0,2 mm [102, 15]. Dans le cas du renforcement de plaques non fissurées, le patch composite est en matériau carbone/époxyde à fibres unidirectionnelles formant des empilements  $[0]_8$  d'épaisseur 1.6 mm. En revanche, lors de la réparation de plaques fissurées soit par des configurations à simple ou à double recouvrements, le patch composite est composé de huit couches  $[\theta]_8$  sous différentes orientations  $\theta$ . Ces deux cas seront présentés dans la section 4.4.

### 4.3 Cas de la plaque non fissurée

Une analyse par éléments finis 3D a été établie dans cette section pour le cas d'une plaque en Aluminium renforcée par un patch composite, par le biais d'une couche adhé-

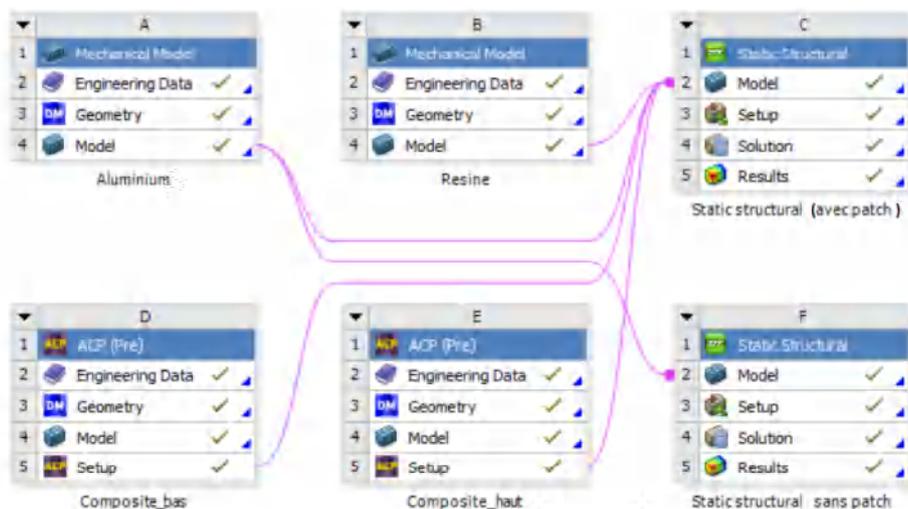


FIGURE 4.3 : Assemblage des modules dans ANSYS Workbench.

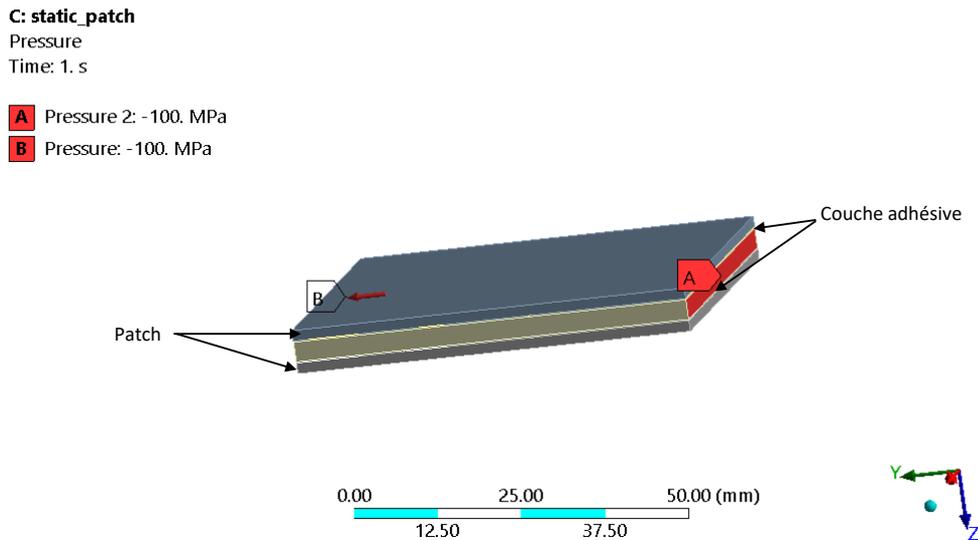


FIGURE 4.4 : Conditions aux limites du modèle de la plaque non fissurée

sive en résine époxyde. Tous les matériaux constituant l'ensemble du renforcement ont les mêmes caractéristiques mécaniques et géométriques que ceux considérées dans le chapitre 3. Dans le cas d'une plaque non fissurée, les étapes de la modélisation sont :

- Esquisse et modélisation de l'Aluminium et la résine dans un modèle mécanique Figure 4.3.
- Esquisse et modélisation du patch composite dans le module ACPrepost sous WORKBENCH.
- Assemblage de tous les modules (modèles mécaniques et ACP) dans un seul module d'analyse statique Figure 4.3.
- Modélisation des interfaces par le modèle CZM.
- Introduction des conditions aux limites (Figure 4.4).

Le repère a été choisi de façon à ce que les fibres soient orientées dans la direction de chargement qui est ( $y$ ). Les résultats de ce modèle sont obtenus à partir d'une analyse statique. D'autre part le modèle de l'Aluminium est renvoyé uniquement une deuxième fois pour une analyse structurale (sans adhésif et patch composite), afin de comparer ses résultats avec le modèle de la plaque renforcée.

### 4.3.1 Maillage

La base de la méthode des éléments finis (MEF) repose sur la décomposition du domaine à analyser en un nombre fini de sous-domaines appelés éléments. En effet, la méthode

TABLEAU 4.1 : Nombres d'éléments et de nœuds dans chaque matériau

	Matériaux		
	Aluminium 2024T3	Carbone/époxyde	Résine Époxyde ET5401
Nombre des éléments	1800	1800	14400
Nombre des nœuds	10385	13206	17298

des éléments finis réduit le problème à un nombre fini de variables de champs inconnues exprimées en termes de fonctions d'approximation supposées dans chaque élément, également appelées fonctions d'interpolations, qui sont définies en fonction des valeurs des variables de champ en des points spécifiques, appelés nœuds. Ces derniers sont généralement situés le long des limites des éléments et relient les éléments adjacents. Il est important que le maillage soit suffisamment fin ou gros dans les régions appropriées. Lorsque la taille du maillage dans le mode élément fini est réduite, le nombre d'éléments et de nœuds augmente, le maillage de l'ensemble est effectué sous le module mécanique d'ANSYS avec des éléments SOLID186 et SOLID185. Il s'agit d'éléments solides tridimensionnels (3D) définis par 20 et 8 nœuds avec trois degrés de liberté par nœud pour le présent cas d'application. La taille des éléments est prise égale à 2 mm. Le nombre des éléments et nœuds pour chaque élément de l'ensemble est présenté dans le Tableau 4.1. Le maillage de l'ensemble est schématisé sur la Figure 4.5. La taille des éléments a été prise égale à 2mm, pour correspondre à celle effectuée au chapitre. 3. Pour la validité du choix de cette valeur, Une étude de convergence a été réalisée en variant la taille de

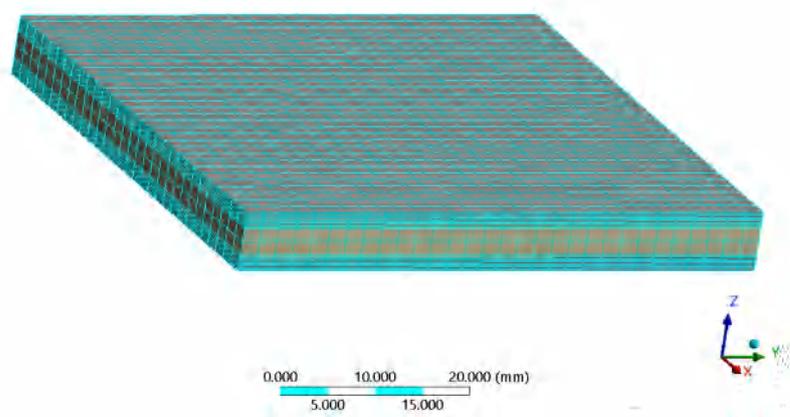
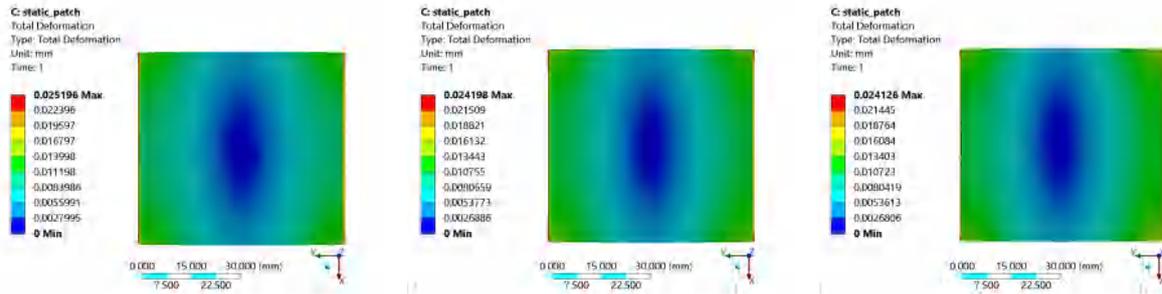


FIGURE 4.5 : Maillage de l'ensemble



(a) Cas de 4mm

(b) Cas de 2mm

(c) Cas de 1mm

FIGURE 4.6 : Déformation totale pour différentes tailles de l'élément de maillage

l'élément de 4 à 1 mm de côté, en la réduisant successivement à la moitié (4mm, 2mm, 1mm). L'analyse a d'abord été effectuée avec un maillage de 4 mm et 2mm et d'où l'obtention des résultats des déformations (Figures 4.6a et 4.6b). Les résultats de ces deux considérations ont été comparés. La différence entre les résultats obtenus était de l'ordre de 4 %. Une autres analyse numérique a été réalisée avec l'élément de 1 mm de taille (Figure 4.6c), et les résultats obtenus ont été comparés. Pour ces derniers maillages de 2 mm et 1 mm, les résultats étaient presque identiques avec une différence négligeable (0.2 %). D'un autre côté, le temps de calcul correspondant à la taille de l'élément de maillage de 1mm était supérieur à celui de 2mm. Par conséquent, cette valeur de 2 mm de côté a été donc sélectionnée comme le maillage optimal pour l'ensemble. sur la direction transversale  $z$  la structure a été maillée avec deux éléments, la couche adhésive avec un seul élément et le patch composite avec 8 éléments. Le bord du patch dans la direction du chargement était l'endroit propice à la séparation de l'interface (Figure 4.10).

### 4.3.2 Analyse des contraintes

On a tracé deux graphes principaux afin de les comparer aux résultats obtenus au Chapitre 3, pour le cas d'un chargement en traction uniaxiale dans la direction des fibres, avec  $\sigma^\infty = 100MPa$ . Le premier graphe (Figure 4.8) représente la distribution des contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$  dans la surface du patch adjacente à la couche adhésive sur les lignes de cette surface schématisées sur la Figure 4.7 en fonction des longueurs du patch composite. De la même manière, on procède pour tracer les contraintes de cisaillements  $\sigma_{yz}^a$  dans la partie adhésive sur sa surface adjacente au patch composite. Ces contraintes sont illustrées sur les Figures 4.8 et 4.9. Il est clair que la distribution des contraintes illustrée sur la Figure 4.8 est très semblable à celle présentée sur la Figure 3.8 du Chapitre 3. La différence qui existe entre l'ensemble des résultats obtenus est dû à plusieurs

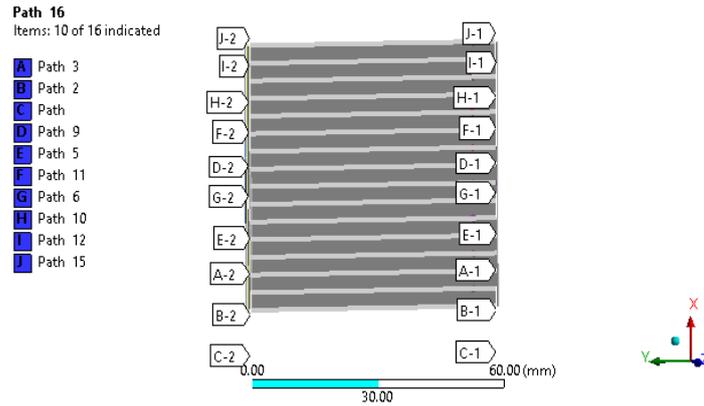


FIGURE 4.7 : Lignes de la Surface du patch composite adjacente à la couche adhésive

facteurs tels que les hypothèses de simplifications du modèle analytique considéré au troisième chapitre, les erreurs d'approximations des deux méthodes, ainsi l'influence de la modélisation de l'interface par la méthode des éléments finis (CZM). De même sur la Figure 4.9 qui représente la distribution des contraintes de cisaillement dans la couche adhésive, on remarque une bonne concordance entre ces résultats et ceux présentés dans la Figure 3.11.

Un autre point à prendre en considération dans cette analyse numérique est que la contrainte de cisaillement représente un pic aux bords de la structure (Figure 4.9), cela met cette zone en risque de rupture cohésive, tandis que la zone du milieu est une zone saine, contrairement au patch composite où la contrainte est maximale au milieu du patch, et tend à s'annuler aux extrémités.

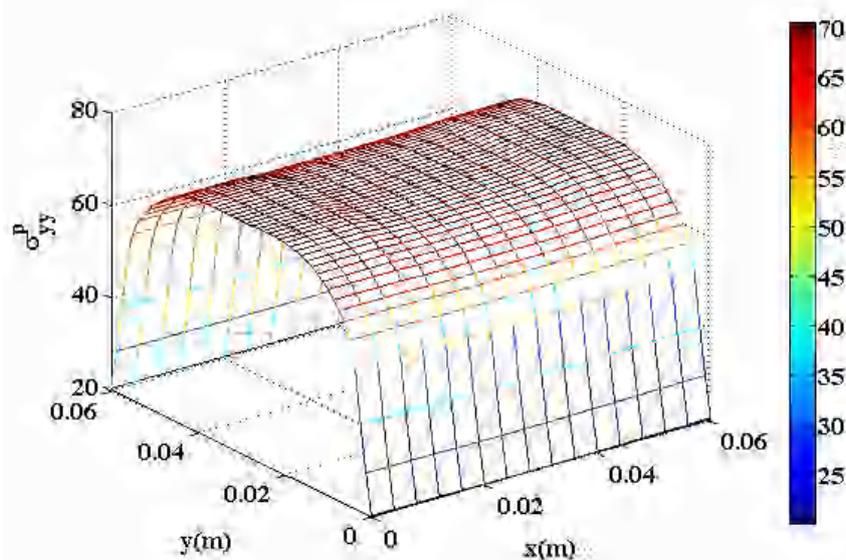


FIGURE 4.8 : Distribution des contraintes  $\sigma_{yy}^p$  au niveau de la surface de contact

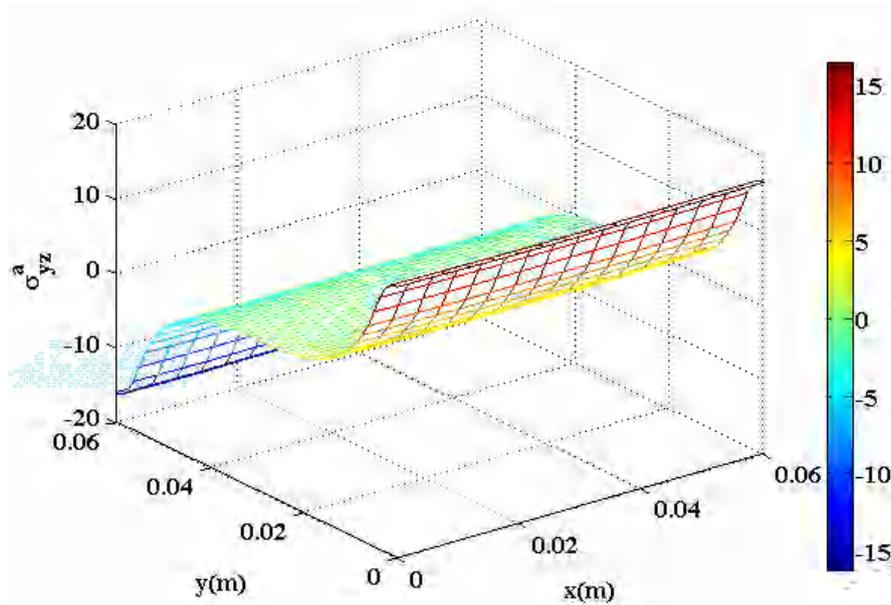


FIGURE 4.9 : Distribution des contraintes  $\sigma_{yz}^a$  au niveau de la surface de contact

### 4.3.3 Analyse de la déformation totale

La Figure 4.10 illustre la distribution de la déformation totale de l'ensemble patch-structure-adhésif. On voit clairement sur cette Figure que la zone du bord libre de la structure au niveau de l'application de la contrainte représente la zone critique. l'initiation de la rupture par décohésion se déclenche au niveau de l'interface structure-adhésif puis elle tend à se propager vers le milieu. l'effet de compression dans la direction  $z$  dû au coefficient de poisson influe proportionnellement sur le décollement au niveau de l'interface patch-adhésif. la Figure 4.11 nous présente la déformation totale de la structure en Aluminium,

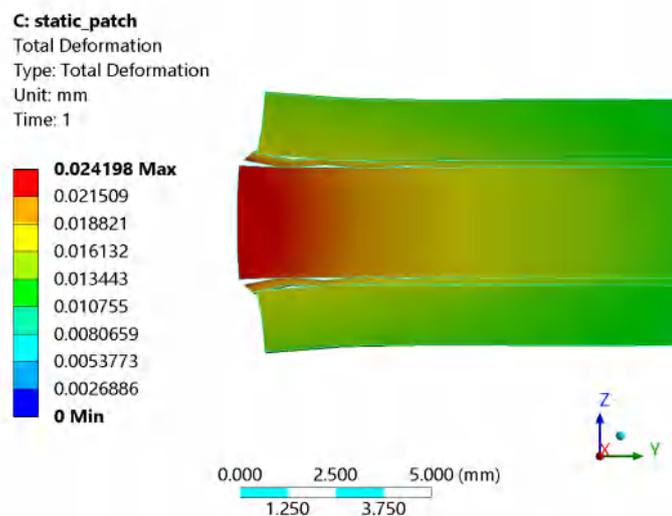


FIGURE 4.10 : Déformation totale de l'ensemble structure-patch-adhésif

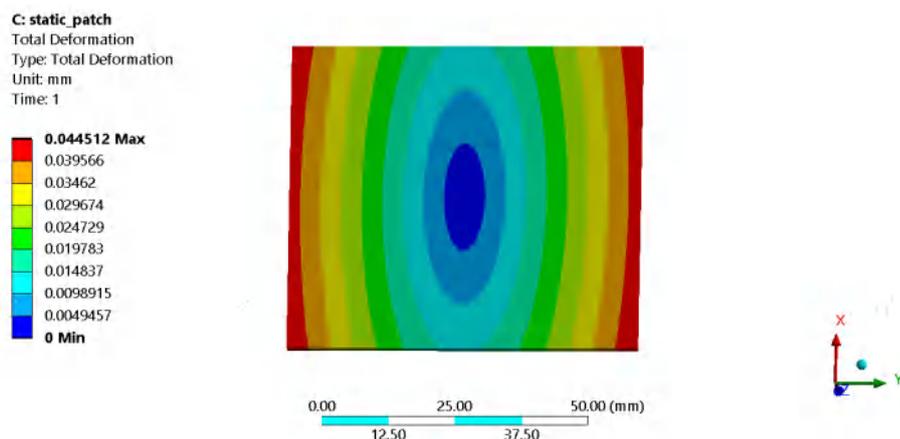


FIGURE 4.11 : Déformation de la structure sans patch composite

sous les mêmes conditions aux limites, seulement sans renforcement avec un patch composite. Il est clair que le renforcement avec un patch composite joue un rôle très important dans le soulagement de la structure en réduisant l'intensité de la contrainte appliquée, vu que la déformation totale s'est réduite presque de 45% de la déformation totale. Cette analyse par éléments finis a montré que les joints collés peuvent effectivement réduire les contraintes dans la structure afin de la soulager, et peuvent également améliorer la résistance et la rigidité de la structure, ce qui peut contribuer à une meilleure performance globale.

#### 4.4 Cas de la plaque fissurée

Dans cette partie, une analyse par éléments finis a été effectuée sur deux types de configurations souvent utilisées dans le domaine de la réparation des structures endommagées; La réparation à double recouvrement, consiste à superposer deux matériaux sur deux faces d'une structure généralement métallique, par un patch composite, avec une zone de chevauchement pour ces adhérents. Cette zone de chevauchement est collée avec un adhésif pour garantir une liaison solide. Le renforcement par double recouvrement est souvent utilisé dans les zones de contraintes élevées pour augmenter la résistance et la durabilité de la structure, ou dans les structures fissurées afin de réduire le facteur d'intensité de contraintes  $K$ . Le second type de configuration est le renforcement à simple recouvrement. Il consiste en la superposition d'un unique patch sur une seule surface de la structure. Cette technique peut être utilisée pour ajouter un renforcement

à la structure, mais n'offre pas la même résistance et durabilité qu'un renforcement par double recouvrement. Il est important de noter que le choix entre ces deux types de joints collés dépendra des exigences spécifiques de la structure et des conditions environnementales dans lesquelles ils seront utilisés. La forme géométrique du patch composite, dans les deux types de configurations, a été prise rectangulaire. L'analyse effectuée pour le calcul des contraintes normales et de cisaillement, des déformations et des facteurs d'intensité de contraintes ( $K$ ) en mode I, est une analyse élasto-plastique linéaire en utilisant la méthode des éléments finis. Les géométries des configurations, les propriétés des matériaux ainsi que les méthodes sont présentées pour chaque configuration dans les sous-sections qui suivent.

#### 4.4.1 Modélisation et propriétés des matériaux

Dans le présent travail, les deux types de configuration de réparation à simple (SR) et à double recouvrement (DR) ont été modélisés et analysés à l'aide de la méthode des éléments finis sous le logiciel ANSYS 2020 R2. L'objectif de cette analyse est d'évaluer les performances de la structure renforcée et de comparer les résultats avec ceux d'une structure en aluminium non renforcée. Le modèle de la structure sera créé, ensuite analysé sous Ansys. Les caractéristiques géométriques des deux modèles (double et simple recouvrement) sont présentées dans la Figure 4.12. La structure est en Aluminium (2024 T3) de forme carrée de 120 mm de côté ( $W = l_s$ ), fissurée à sa bordure d'une longueur 'a' comme elle est présentée sur la Figure 4.12b. Le patch composite est en carbone/époxyde, composé de huit couches d'une épaisseur totale de 1.6 mm. La couche adhésive

TABLEAU 4.2 : Propriétés élastiques et caractéristiques géométriques de l'ensemble

	Matériaux						
	Aluminium 2024T3			Carbone/époxyde			Résine Époxyde ET5401
Caractéristiques géométriques (mm)	$l_s$	$W$	$e_s$	$l_p$	$W_p$	$e_p$	$e_a$
	120	120	3	45	90	1.6	0.2
Propriétés élastiques							
Module de Young $E_x$ (GPa)	72			121			3.78
Module de Young $E_y$ (GPa)	72			8.6			3.78
Coefficient de Poisson $\nu_{xy}$	0.33			0.4			0.35
Coefficient de Poisson $\nu_{xz}$	0.33			0.27			0.35
Module de cisaillement $G_{xy}$ (GPa)	27			3.1			1.54
Module de cisaillement $G_{xz}$ (GPa)	27			4.7			1.54

est une résine époxyde de 0.2 mm d'épaisseur. les caractéristiques géométriques de l'ensemble des trois éléments de renforcement et les propriétés élastiques de leurs matériaux sont présentés dans le Tableau 4.2. Trois catégories d'empilements ont été choisies à partir de cinq stratifiés symétriques de séquences d'empilements différentes, afin de calculer leurs facteurs d'intensité de contraintes en mode I et leurs déformations totales ainsi que la distribution des contraintes, pour une meilleur compréhension de leurs comportements :

- La première catégorie nommée "A", consiste à évaluer deux stratifiés dont leurs rigidité est élevée dans la direction de la charge. Leurs orientations constituent l'unidirectionnel longitudinal  $[0]_8$  et l'équilibré symétrique  $[30/-30]_{4s}$ .
- La deuxième catégorie "B", avec une rigidité moyenne, constituée de plis équilibrés dont leur séquence d'empilement est  $[45/-45]_{4s}$ .
- La dernière catégorie "C" dont la rigidité dans la direction de chargement est faible. Les plis constitutifs sont d'orientation unidirectionnelle transversale  $[90]_8$  t aussi ceux alternés à  $[60/-60]_{4s}$ .

La plaque utilisée dans la présente étude est fissurée juste à son milieu sur un de ses bords. La structure est fixe dans une extrémité et chargée dans l'autre en traction statique ( $70 \text{ MPa}$ ) perpendiculairement au front de la fissure (Figure 4.13).

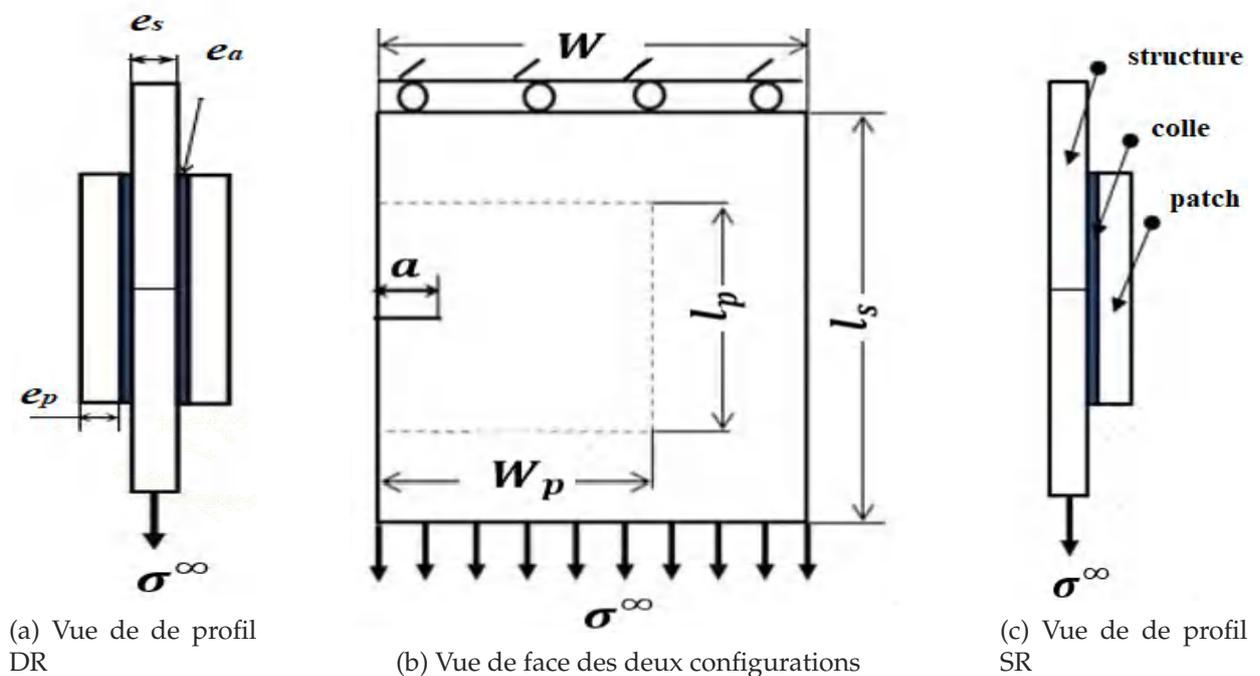


FIGURE 4.12 : Caractéristiques géométriques des deux configurations.

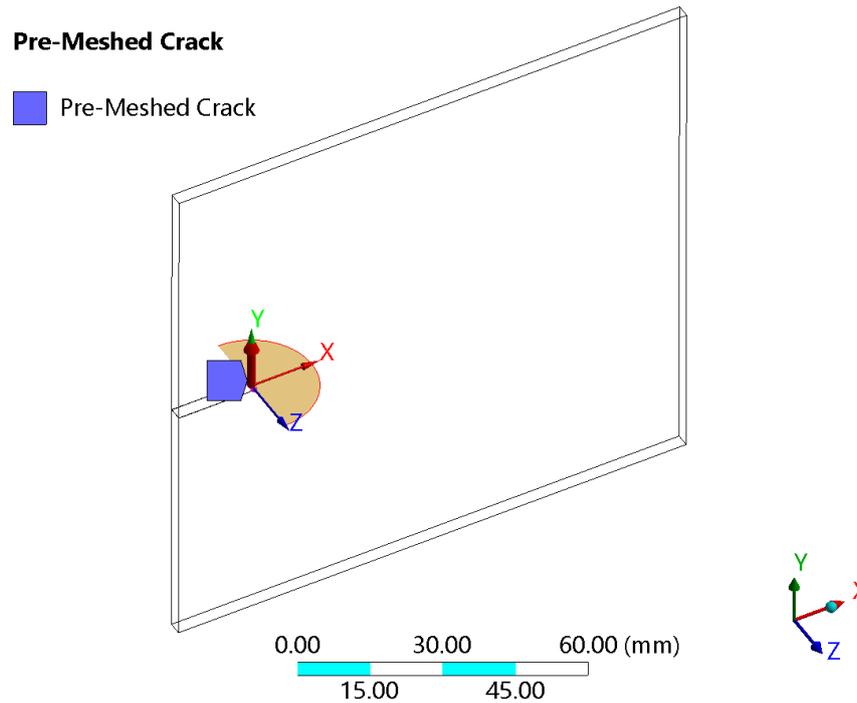


FIGURE 4.13 : Modélisation de la fissure

#### 4.4.2 Maillage

Chacune des deux configurations, de réparation par collage à simple ou à double recouvrement, est constituée de trois matériaux présentant des rigidités différentes dans le même plan. Un maillage automatique a été choisi dans la présente étude pour subdiviser l'ensemble structure-patch-adhésif. Ce maillage représente une fonctionnalité clé d'Ansys WORKBENCH qui permet de simplifier considérablement le processus de modélisation. Parmi ses avantages :

- Gain de temps : Il permet de gagner du temps en évitant les tâches fastidieuses et répétitives liées au maillage manuel. Il crée rapidement un maillage de haute qualité, ce qui permet de se concentrer sur la résolution des problèmes de conception.
- Fiabilité : Il est fiable et précis, car il utilise des algorithmes sophistiqués pour créer un maillage adapté à la géométrie du modèle. Il peut également détecter les zones spécifiques ou comprenant des singularités (fissurations ; zones de contacts).
- Consistance : il assure une grande cohérence entre les différents modèles (résine, Aluminium, Acp...etc Figure 4.3), ce qui est crucial dans les processus de conception. Les modèles sont souvent réutilisés et modifiés, et il est important de s'assurer que le maillage est cohérent entre les différentes versions.

- Réduction des erreurs : il est moins sujet aux erreurs humaines que le maillage manuel, ce qui permet de réduire les erreurs de modélisation.
- Flexibilité : Il permet de réaliser des modèles plus complexes avec des géométries difficiles à mailler manuellement. Il peut également être adapté pour répondre aux exigences spécifiques de l'application.

Les zones de contact Aluminium-adhésif et patch-adhésif ont été modélisé par la méthode (CZM), en utilisant l'approche de l'interface de délamination bilinéaire (BID). Les éléments contact 174 et 170 du logiciel ANSYS ont été définis pour mailler ces zone cohésives. Les résultats décrivant la distribution du facteur d'intensité de contrainte  $K$  en mode I et le maximum des déformations totales ont été obtenus à partir d'une étude statique structurelle. Un élément de 8 mm de long a été conçu pour générer le maillage automatique de l'ensemble (Figure 4.14a), pour les configurations de réparation par collage à double et à simple recouvrement. Pour la couche adhésive et le patch composite des éléments de 2 mm de côté ont été choisis. Dans la direction '(Z)' l'Aluminium a été décomposé en huit éléments, et à un seul éléments pour la couche adhésive (Figure 4.14b), tandis qu'à huit éléments pour le patch composite. À cause de la présence de la fissure, Un maillage raffiné particulier est généré au niveau du front de la fissure avec un élément de 0,2 mm de longueur. L'ensemble a été maillé avec un maillage d'éléments finis à huit nœuds (solid186 et solid185), avec cinq matériaux solides dans le cas d'une répa-

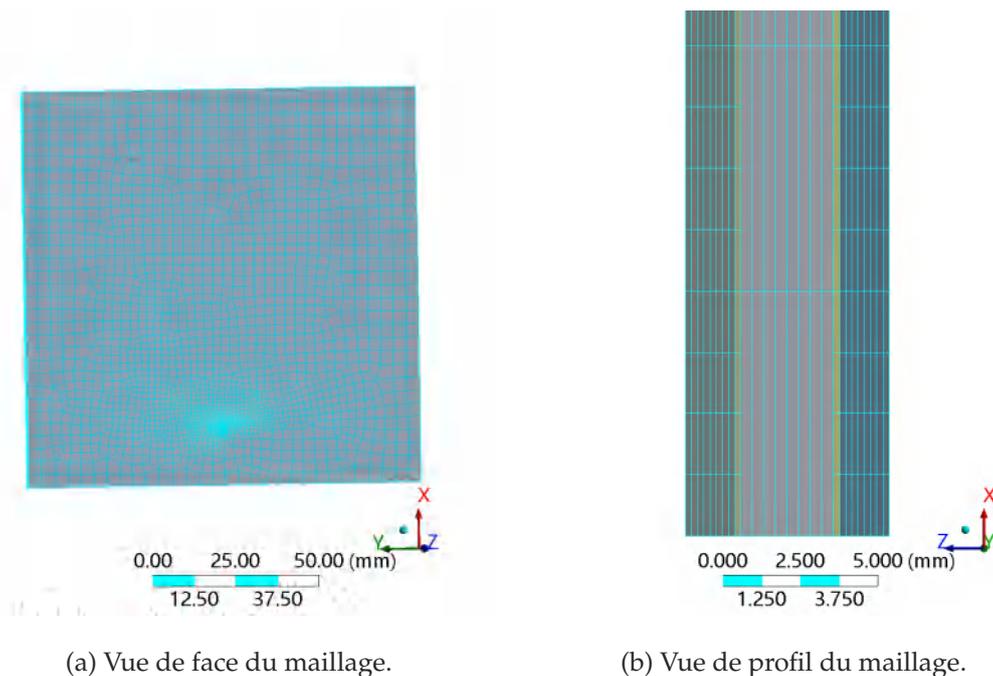


FIGURE 4.14 : Maillage de l'ensemble.

ration par collage à double recouvrement, contenant 25982 éléments avec 68452 nœuds, (7352 éléments avec 33404 nœuds pour le substrat, 1035 éléments avec 7588 nœuds pour l'adhésif et 8280 éléments avec 9936 nœuds pour le cas du stratifié). Concernant la configuration à simple recouvrement, le nombre de matériaux est réduit à trois, contenant 15163 éléments avec 44573 nœuds. Le maillage typique d'une réparation par collage est illustré dans la Figure 4.14. Les tailles des éléments ont été choisies après avoir effectué une étude de convergence. Une fois qu'une dépendance au maillage a été identifiée, des analyses supplémentaires ont été effectuées et l'étude paramétrique est réalisée.

#### 4.5 Validation du modèle de fissuration

Les dimensions de la plaque d'Aluminium fissurée ont été choisies dans le but d'une validation numérique du modèle de fissuration réalisé dans ANSYS software. Pour la comparaison des résultats obtenus de notre modèle de fissuration avec ceux obtenus par [16]. Les propriétés mécaniques et les caractéristiques géométriques (Figure 4.15) sont choisies identiques à celles prises par ayatollahi et Hashemi [16]. La structure a été choisie en Aluminium, avec un module de Young de  $72\text{ GPa}$ , soumise à une charge de traction statique uni-axiale ( $70\text{ MPa}$ ). Les résultats numériques obtenus, illustrés dans la Figure 4.15, sont en bonne corrélation avec ceux obtenus par [16] et sont également en

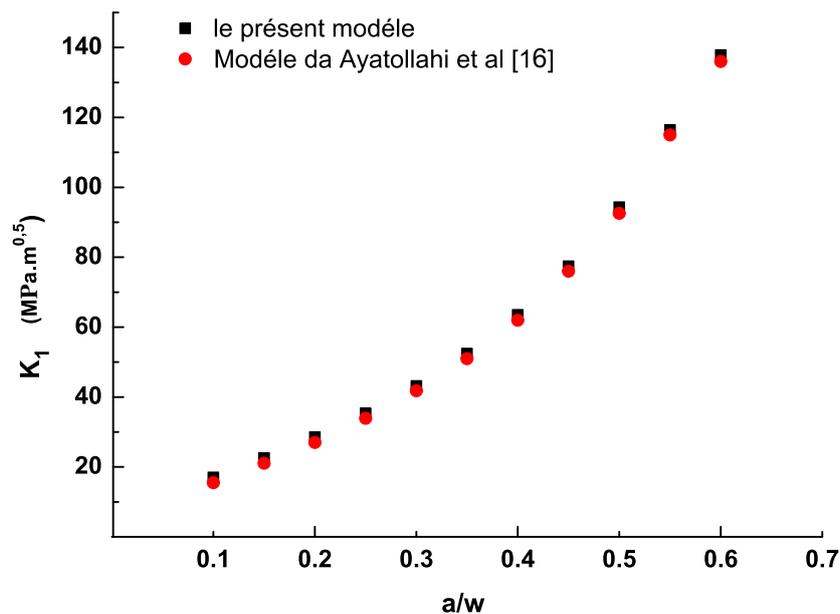


FIGURE 4.15 : Facteur d'intensité de contraintes pour une plaque non réparée.

bon accord avec les résultats analytiques de Sih [103]. Les valeurs du facteur d'intensité de contrainte augmentent au fur et à mesure que le rapport de longueur de la fissure  $a/W$  accroît. Ces mêmes remarques ont été trouvées par d'autres chercheurs travaillant sur l'analyse des fissures de plaques tels que [104, 105]. Ceci est convaincant puisque la concentration de contrainte à la pointe de la fissure devient importante.

La structure a été réparée par la suite avec deux types de configurations (simple et double recouvrement), dans le but de vérifier l'efficacité de la technique de réparation par collage, en termes de contraintes, de déformations et de facteur d'intensité de contraintes. Un autre paramètre a été inclut, qui est la marge de sécurité, ce paramètre est lié à la fiabilité de la structure.

#### 4.5.1 Configuration à double recouvrement

##### 4.5.1.1 Analyse du facteur d'intensité des contraintes FIC

La présente étude numérique par éléments finis sur la réparation par collage de patch composite pour une plaque fissurée a été établie, afin de dévoiler l'efficacité de cette technique comme étant une alternative de réparation et d'évaluer le taux de réduction du facteur d'intensité des contraintes. Comme le montre la Figure 4.15, le FIC en mode I atteint des valeurs élevées bien que la longueur de la fissure ne représente que 10% de la largeur de la plaque d'où le risque de la propagation de la fissure est présent vu que le

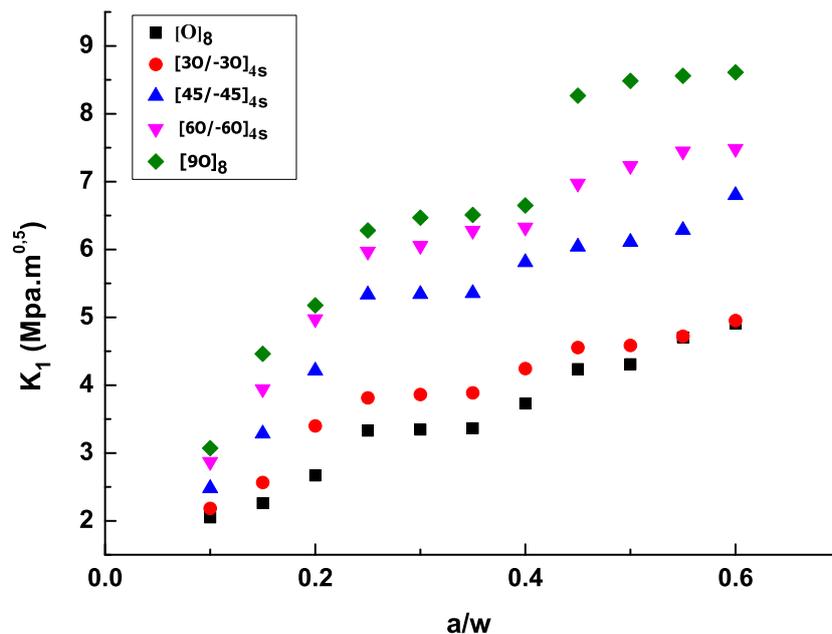


FIGURE 4.16 : Facteur d'intensité de contraintes (joint à double recouvrement).

facteur d'intensité de contrainte critique de l'Aluminium 2024T3 est égale à  $32 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{0.5}$ . La Figure 4.16 illustre la distribution du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport de la longueur de la fissure pour le cas d'une configuration à double recouvrement. Il est clair que les valeurs du facteur d'intensité de contraintes KI sont réduites par rapport à une plaque non réparée (Figure 4.15). Cette remarque a été mentionnée par plusieurs chercheurs [90, 95, 16, 106]. Il est tout à fait clair que les valeurs du facteur d'intensité de contrainte ont diminuées d'une façon remarquable pour tous les cas (catégories "A", "B", et "C"). Les patch composites  $[0]_8$  et  $[30/-30]_{4s}$  sont les meilleurs en terme de réduction du facteur d'intensité de contraintes. Cette différence entre les résultats pour les catégories "A", "B" et "C", est dû à la capacité des patchs  $[0]_8$  et  $[30/-30]_{4s}$  à la réduction de l'intensité des contraintes dans la région de la singularité (le front de la fissure). Cette réduction reste si importante tant que les fibres du patch composites demeurent orientées dans la direction du chargement. Au fur et à mesure que les fibres se désorientent la direction de chargement, le taux de réduction des contraintes diminue, entraînant une augmentation du facteur d'intensité de contraintes (Figure 4.16).

#### 4.5.1.2 Analyse des contraintes et de la déformation totale

Concernant la distribution des contraintes pour le cas d'une réparation avec un patch à double recouvrement on a présenté la distribution des contraintes normales du patch composite ( $\sigma_{yy}^p$ ) dans la direction ( $y$ ) (direction de chargement). La contrainte de cisaillement de la couche adhésive ( $\sigma_{yz}^a$ ) dans le plan ( $yz$ ) et la contrainte normale de la couche adhésive ( $\sigma_{zz}^a$ ) dans la direction ( $z$ ) (contrainte de pelage), sont les plus responsables de

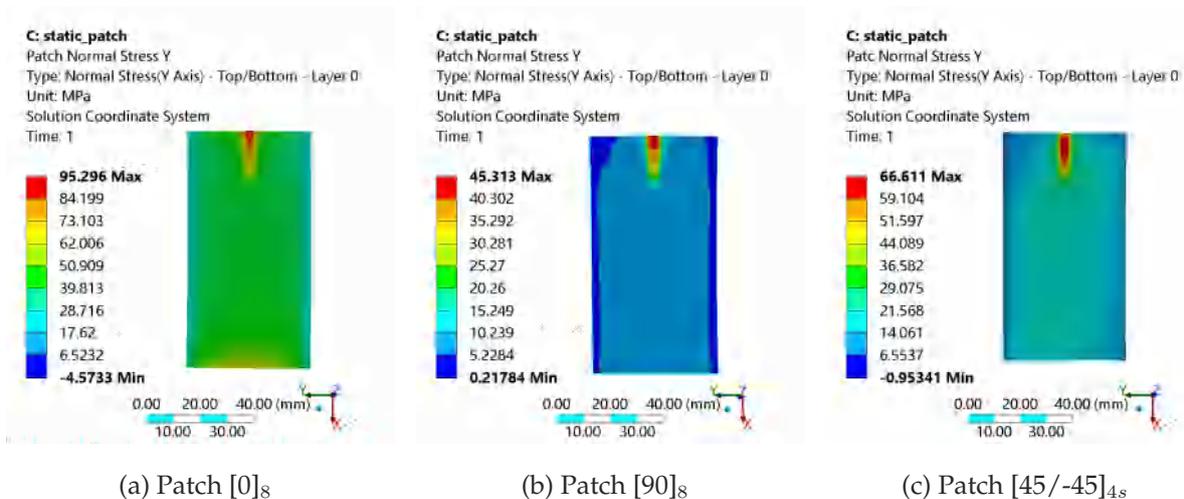


FIGURE 4.17 : Distribution des contraintes normale  $\sigma_{yy}^p$  (joint à double recouvrement).

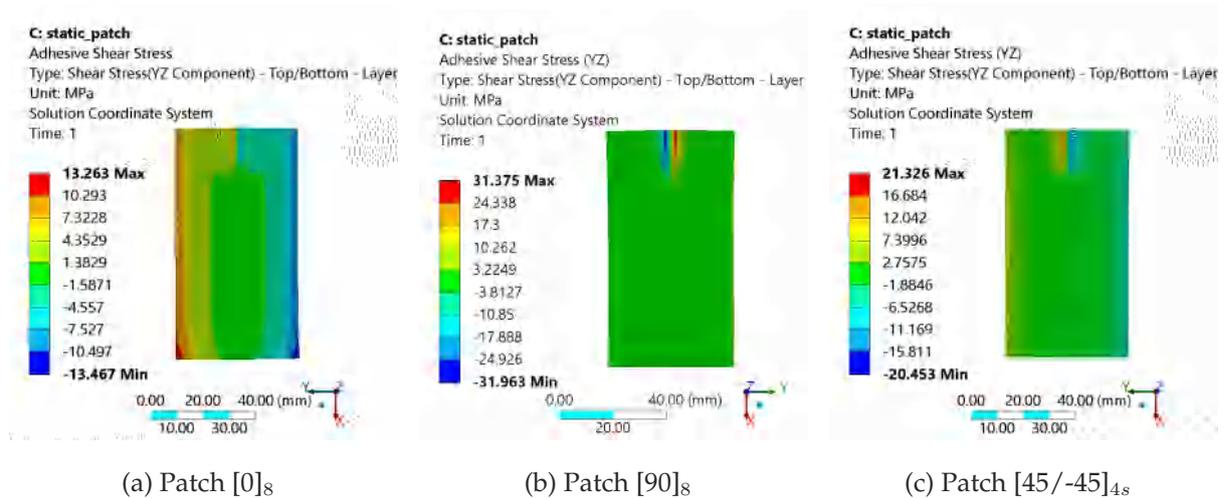


FIGURE 4.18 : Distribution des contraintes  $\sigma_{yz}^a$  (joint à double recouvrement).

l'échec de la réparation par collage.

On a présenté les résultats obtenus pour les configurations (simple et double recouvrement) seulement pour les patches ( $[90]_8$ ,  $[0]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ ) pour des raisons de simplifications d'une part et d'autre part, les résultats des patches  $[30/-30]_{4s}$ ,  $[60/-60]_{4s}$  sont proches de ceux des patches respectifs  $[0]_8$  et  $[90]_8$ . Dans les sous Figures 4.17a, 4.17b et 4.17c, on a illustré la distribution des contraintes normales dans le composite ( $\sigma_{yy}^p$ ) respectivement pour  $[0]_8$ ,  $[90]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ . On distingue que la valeur de la contrainte pour le patch composite  $[0]_8$  (Figure 4.17a) représente la valeur la plus élevée parmi les trois patches, tandis que celle du patch avec l'orientation  $[90]_8$  (Figure 4.17b) représente la contrainte la moins élevée. On distingue aussi que la distribution débute d'une valeur presque nulle aux extrémités des patches et augmente vers leur centre. Des pics de

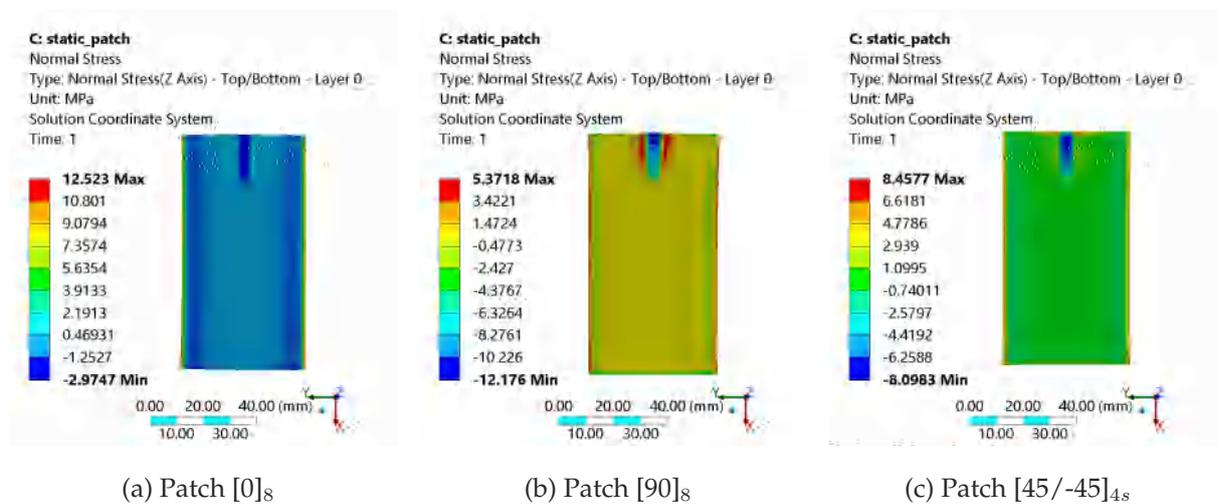


FIGURE 4.19 : Distribution des contrainte normale  $\sigma_{zz}^a$  (joint à double recouvrement).

concentration de contraintes se situent au niveau de la fissuration pour les trois patches, avec une intensité différente pour chaque patch. La distribution des contraintes de cisaillement dans le plan "yz" de la couche adhésive, est illustrée dans la Figure 4.18. On remarque que la distribution des contraintes débute d'une valeur maximale aux extrémités de chaque patch, et diminue progressivement pour s'annuler généralement au centre de la couche adhésive. La concentration de contraintes dans ce maillon pour le cas  $[0]_8$  (Figure 4.18a) est située à l'extrémité de la couche adhésive seulement. Tandis que, pour le cas  $[90]_8$ , la concentration des contraintes est située au niveau de la fissure comme il est présenté sur la Figure 4.18b. Ceci est convainquant, du fait que le patch avec une orientation des fibres dans la direction du chargement est un patch rigide, contrairement au patch renforcé par des fibres orientées perpendiculairement à la direction du chargement, qui n'est capable d'effectuer qu'un faible transfert de charge depuis la structure sans la soulager, et par conséquent, elle entraîne une concentration de contraintes au niveau de la fissure. Pour le patch composite à séquence d'empilement  $([45/-45]_{4s})$ , la distribution des contraintes est quasi uniforme, et ne crée aucune zone de concentration de contraintes, contrairement au deux autres stratifiés unidirectionnels. La même observation est constatée pour les contraintes normales dans la couche adhésive ( $\sigma_{zz}^a$ ) (Figure 4.19). Il est clair que la concentration des contraintes pour les cas  $[0]_8$  et  $[90]_8$  se situe respectivement aux extrémités et au centre de la couche adhésive. Ces pics de contraintes sont l'origine de la défaillance de la réparation. Pour cette raison, il est fondamental de diminuer ces pics de contraintes pour une amélioration de la résistance. Plusieurs chercheurs [107, 22, 79] ont mentionné cette conclusion dans leurs travaux. On a présenté, sur les Figures 4.21 et 4.20, les déformations totales dues aux contraintes dans les trois cas d'empilements précédents, la première figure schématise la déforma-

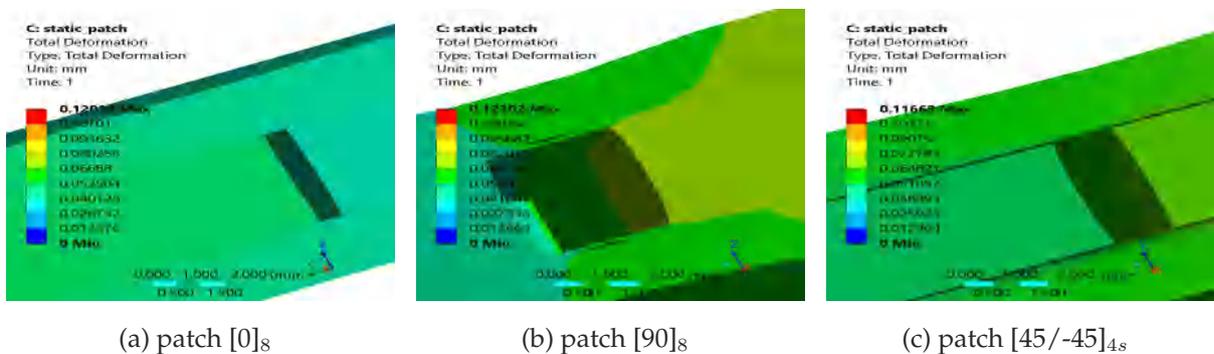


FIGURE 4.20 : Déformation totale de l'ensemble aux centres des patches (joint à double recouvrement)

tion au niveau du bord libre du patch composite, et la seconde au centre mais juste au niveau de la fissure. D'après ces figures on distingue une décohésion du patch composite de la structure au niveau de la couche adhésive dans les quatre zones de contact. Une décohésion au niveau du bord légèrement importante dans le cas de  $[0]_8$  par rapport au stratifié équilibré  $[45/-45]_{4s}$  et si importante par rapport au cas de  $[90]_8$ . Le patch  $[0]_8$  est alors dans ce cas le plus imparfait. Cette décohésion est due aux concentrations de contraintes de cisaillement et normales ( $\sigma_{yz}^a$  et  $\sigma_{zz}^a$ ) dans cette zone. La réparation risque d'être rompue tôt au niveau de la couche adhésive, vis-à-vis des deux autres cas d'empilements. D'autre part, au niveau du centre de la structure, on distingue d'après la Figure 4.20 une ouverture très importante de la fissure pour le cas du patch  $[90]_8$ . La décohésion du patch composite dans cette zone est aussi remarquable par rapport aux deux autres patch  $[0]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ . On peut conclure d'après les figures ci-dessus que le patch composite à séquence d'empilement  $[45/-45]_{4s}$  est plus efficace, au niveau des extrémités, comparé au patch  $[0]_8$  et au niveau de la fissure lorsqu'on le compare au patch  $[90]_8$ . La spécificité de cet équilibré alterné à  $\theta = 45$  est due à sa rigidité moyenne et sa capacité à distribuer les contraintes uniformément au niveau de la couche adhésive. Il donne donc de meilleurs résultats en termes d'efficacité de réparation et de déformation totale. Kaman et al. [108], ont déduit que l'angle d'orientation des fibres affecte significativement l'efficacité de la réparation. De même, Cheng et al. [109] ont étudié expérimentalement l'effet de la séquence d'empilement des patchs composites sur la rentabilité d'une réparation spécifique. Ils ont considéré trois types d'empilements de patchs composites circulaires de faible, moyenne et forte rigidité, collés sur les deux faces d'une plaque trouée

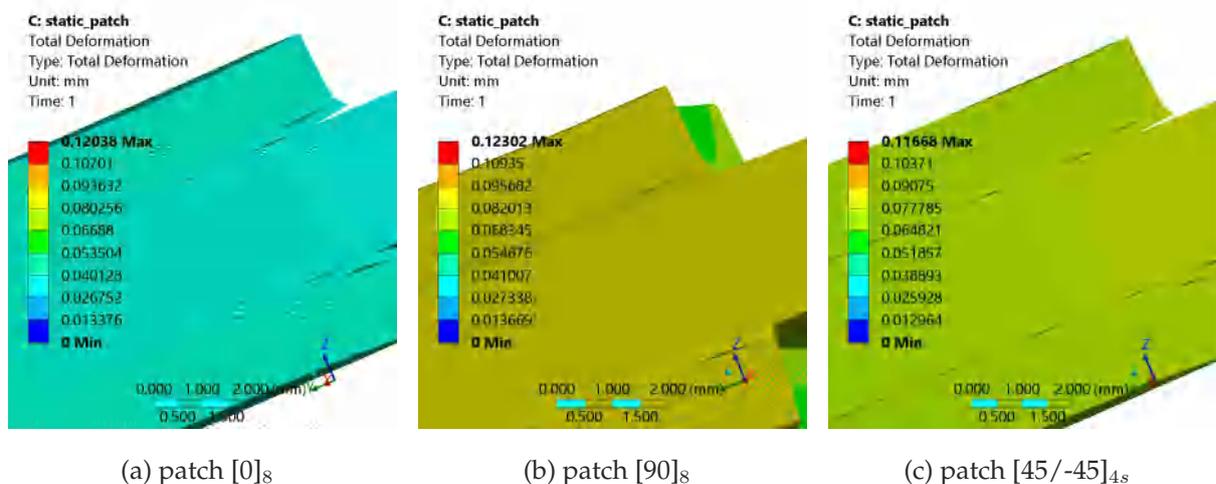


FIGURE 4.21 : Déformation totale de l'ensemble aux bords des patchs (joint à double recouvrement)

et soumise à une charge de traction uniaxiale. Ils ont déduit que le stratifié symétrique alterné à  $45/-45^\circ$  donnait les meilleurs résultats.

#### 4.5.1.3 Étude de la résistance à la rupture

Afin de déterminer les zones de rupture dans la couche adhésive, le patch composite et la structure pour les trois différents types d'empilements ( $[0]_8$ ,  $[90]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ ), le critère de rupture de Von mises a été appliqué sur la structure et la couche adhésive, qui représente le maillon le plus faible de l'ensemble structure-patch-adhésif, tandis que le critère de la contrainte maximale est appliqué dans le cas du patch composite. On a présenté sur la Figure 4.22 la marge de sécurité de la couche adhésive. Selon le logiciel ANSYS Workbench, Cette valeur est liée au facteur de sécurité de la structure. Si elle est inférieure à zéro, la rupture du matériau est atteinte. On remarque bien que la réparation avec le patch composite  $[90]_8$ , est la moins efficace par rapport aux autres. une zone de rupture dans la couche adhésive apparaît dans ce cas, au niveau de la fissure. Pour le comportement de la couche adhésive lors de la réparation avec le patch composite  $[0]_8$ , on remarque qu'elle demeure saine mais le risque de se rompre aux extrémités est élevé par rapport aux autres régions. En terme de sécurité, la couche adhésive du patch composite  $[45/-45]_{4s}$  montre de meilleurs résultats malgré l'apparition d'une petite zone de risque de rupture au niveau de la fissure.

D'autre part, les résistances des fibres et de la matrice des patchs composites sont illustrés respectivement sur les Figures 4.23 et 4.24. On remarque que les patchs sont en sécurité pour les trois types d'empilements en terme de résistance de fibres, surtout dans

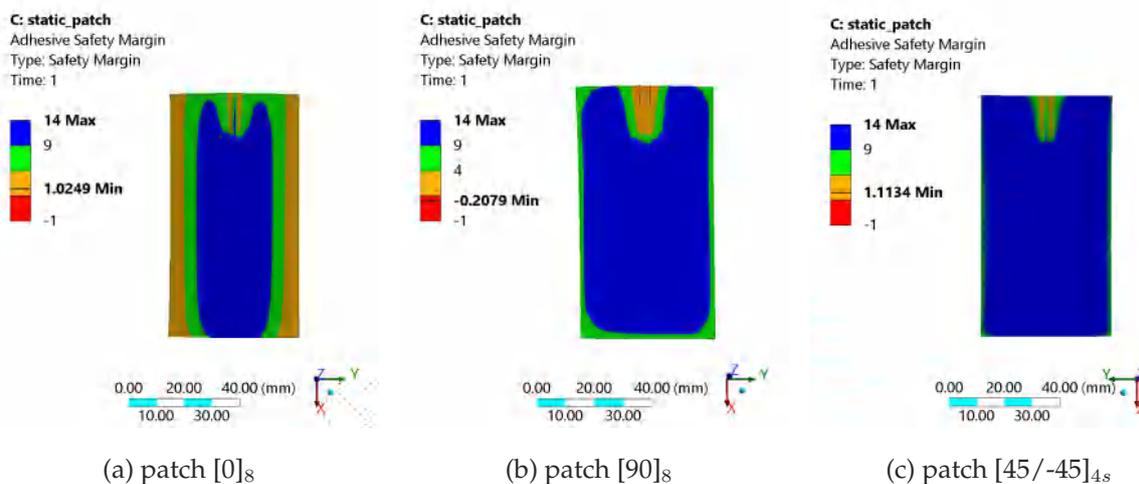


FIGURE 4.22 : Marge de sécurité de la couche adhésive (joint à double recouvrement)

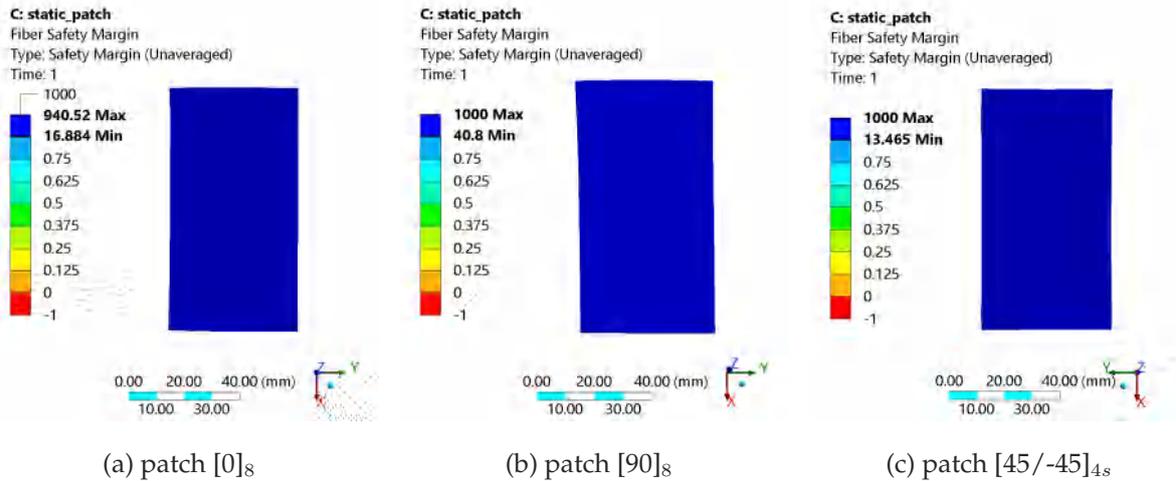


FIGURE 4.23 : Marge de sécurité des fibres renforçant le patch composite (joint à double recouvrement)

le cas du patch  $[90]_8$ , ceci est vrai tant que les fibres sont perpendiculaires au sens de chargement, elles ne subissent aucun effort, et le transfert de charge de la structure vers le patch est alors proportionnellement faible comparé aux deux autres patches (Figure 4.17). Contrairement à ce cas de patch, les deux autres empilements ( $[0]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ ) possèdent une marge de sécurité inférieure car il subissent plus de charge que le patch  $[90]_8$ , mais restent toujours loin de la rupture. Concernant la marge de sécurité de la matrice, présentée sur la Figure 4.24, on remarque que c'est le patch ayant l'orientation des fibres  $90^\circ$  qui cède le premier par rapport aux autres empilements. On peut alors conclure qu'à cette orientation du renfort, c'est la matrice qui supporte la charge au lieu

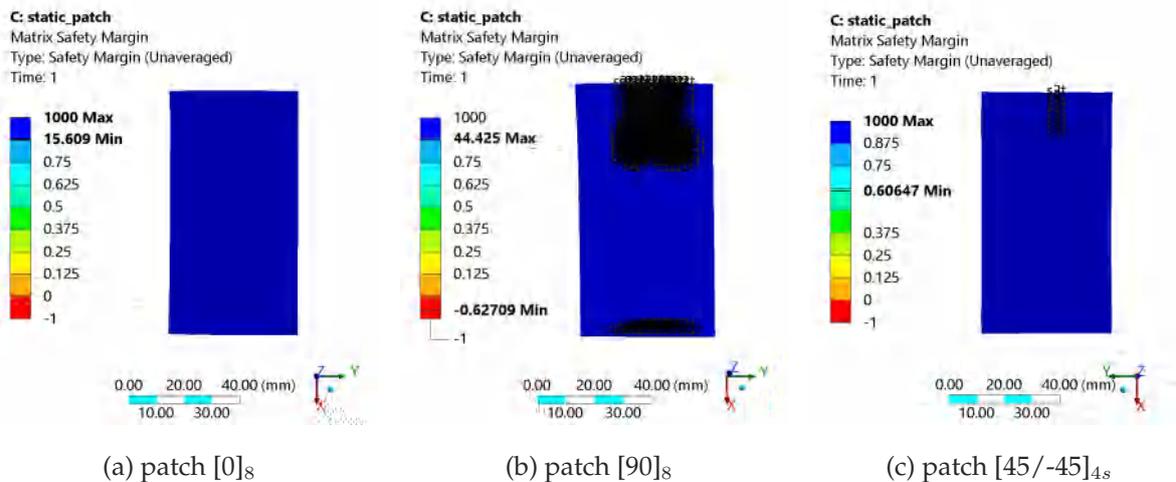


FIGURE 4.24 : Marge de sécurité de la matrice des patches composites (joint à double recouvrement).

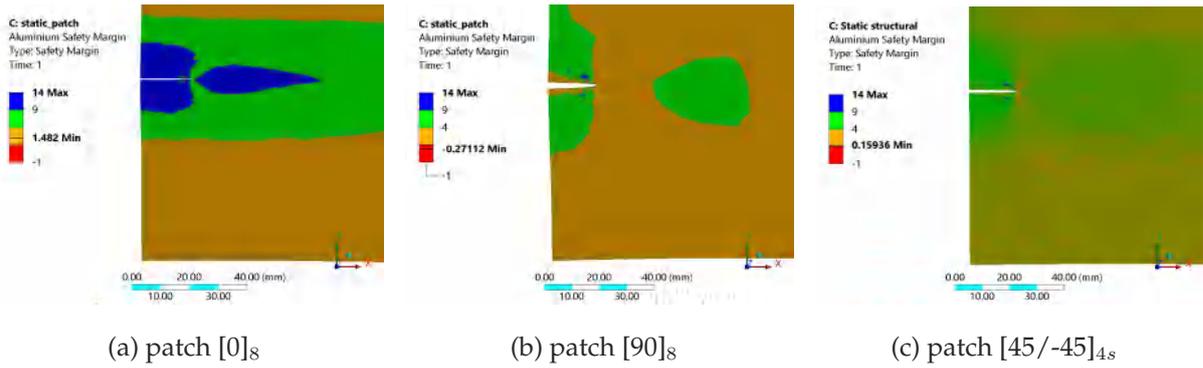


FIGURE 4.25 : Marge de sécurité de la plaque d’Aluminium (joint à double recouvrement)

des fibres. Pour les matrices des deux autres types de patches, elles sont protégées par la résistance des fibres au chargement. Pour étudier la résistance de la plaque d’Aluminium lors de sa réparation par un joint à double recouvrement, on a représenté sur la Figure 4.25a marge de sécurité pour des patches à trois différents empilements. On constate que la structure est saine lorsqu’on lui colle des patches  $[0]_8$  ou  $[45/-45]_{4s}$ , mais elle est rompue localement à l’endroit de la fissure lors du collage du patch  $[90]_8$ . Par comparaison de ces derniers résultats avec ceux présentés dans la Figure 4.26, montrant la marge de sécurité de la même structure (Aluminium) mais sans patch composite (Figure 4.3), on remarquera l’efficacité du joint à double recouvrement en terme de résistance de la structure. Même le patch  $[90]_8$ , qui est le pire des patches en terme de réparation, donne de meilleurs résultats vis-à-vis une structure fissuré non réparée.

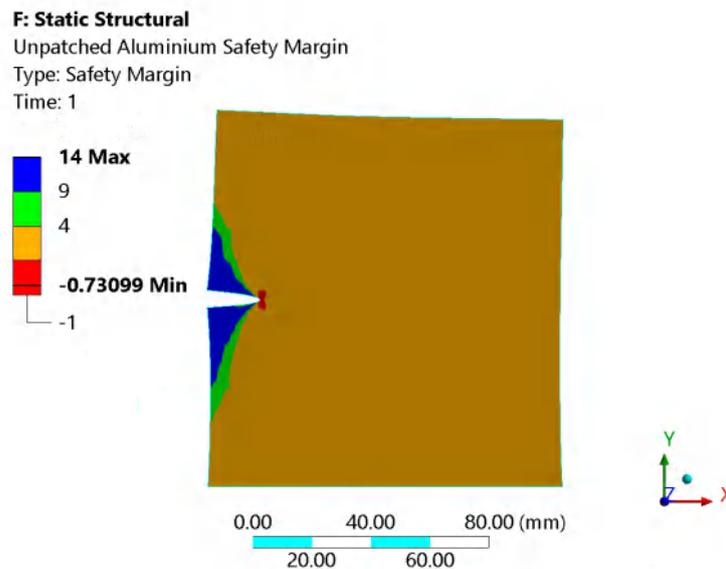


FIGURE 4.26 : Marge de sécurité de la plaque d’Aluminium (structure sans patch).

## 4.5.2 Configuration à simple recouvrement

Pour le cas d'une réparation à simple recouvrement, schématisée par la Figure 4.12c, elle est généralement déconseillée à cause de l'asymétrie de la structure renforcée dans une seule face, sauf en cas où la deuxième surface de la structure est inaccessible. L'installation d'un patch composite sur une seule face, crée un déplacement du centroïde de la ligne du chargement, provoquant par la suite un moment de flexion. Ce dernier est considéré comme étant une charge supplémentaire à la charge de traction appliquée sur la structure. Les compagnies industrielles évitent ce type de réparation sauf si c'est une obligation [110].

### 4.5.2.1 Analyse du facteur d'intensité des contraintes

Albedah et al. [90] on fait une comparaison entre une configuration à simple recouvrement et une autre à double recouvrement pour l'évaluation du facteur d'intensité de contraintes en mode I (KI). ils ont conclu que le facteur d'intensité de contraintes est considérablement réduit pour les deux configurations, seulement cette réduction est très importante dans le cas d'une configuration à double recouvrement. La même conclusion est remarquée en se référant aux deux Figures 4.16 et 4.27 qui représentent respectivement la distribution du facteur d'intensité de contraintes en fonction des rapport de longueurs de fissures ( $a/w$ ) pour une configuration à double et à simple recouvrement. On trouve que le facteur d'intensité de contraintes accroît avec l'augmentation du rapport

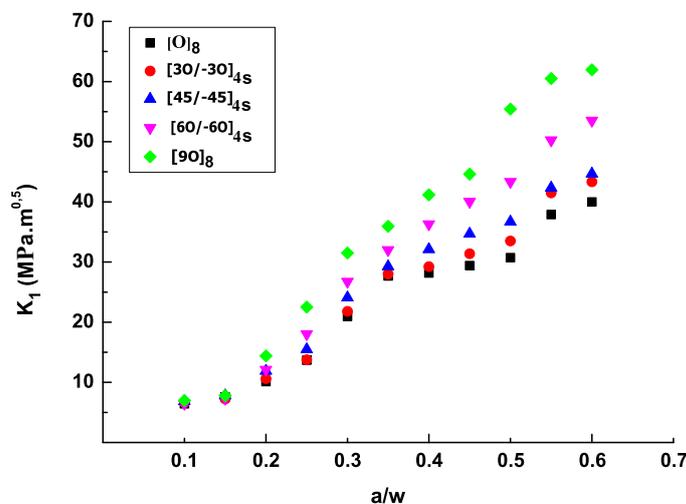


FIGURE 4.27 : Facteur d'intensité des contraintes (joint à simple recouvrement).

de longueur de la fissure ( $a/w$ ), seulement il est constaté faible lorsqu'on le compare avec les valeurs obtenues pour une plaque non réparée (Figure 4.15). Pour la configuration à double recouvrement, le taux de réduction du facteur d'intensité KI est assez important par rapport à celui de la configuration à simple recouvrement. Le gain de la réduction entre les deux configurations de réparations revient pour deux causes principales : la première est la charge supplémentaire due au moment de flexion créé dans la configuration à simple recouvrement et la deuxième réside dans la surface de réparation qui est doublée dans le cas d'un joint à double recouvrement.

#### 4.5.2.2 Analyse des contraintes et de la déformation totale

Les Figures 4.28 et 4.29 représentent la distribution des contraintes normales dans le patch composite suivant la direction ( $y$ ) (direction de chargement principale) lors de la configuration à simple recouvrement. On remarque une forte augmentation de la contrainte normale dans cette configuration par rapport à celle à double recouvrement traitée dans la section 4.5.1.2 (Figure 4.17), surtout dans le cas de l'empilement  $[0]_8$ . La contrainte dans ce patch a augmenté presque neuf fois comparée à la configuration à double recouvrement (Figure 4.17a). D'autre part, on constate que les contraintes sont concentrées seulement dans la zone de fissuration. Il est clair d'après les figures 4.28 et 4.29, représentant les contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$  sur les deux faces du patch composite, que les fibres renforçant le matériau vont subir un effort de traction dans la partie supérieure de l'épaisseur du patch et un de compression dans l'autre partie inférieure. Les

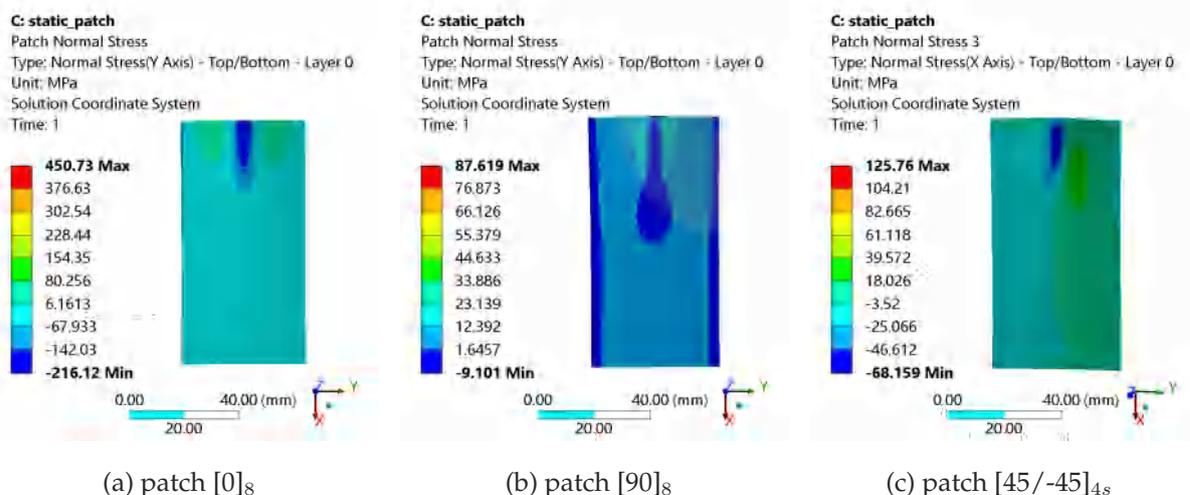


FIGURE 4.28 : Distribution des contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$  "partie comprimée" (joint à simple recouvrement)

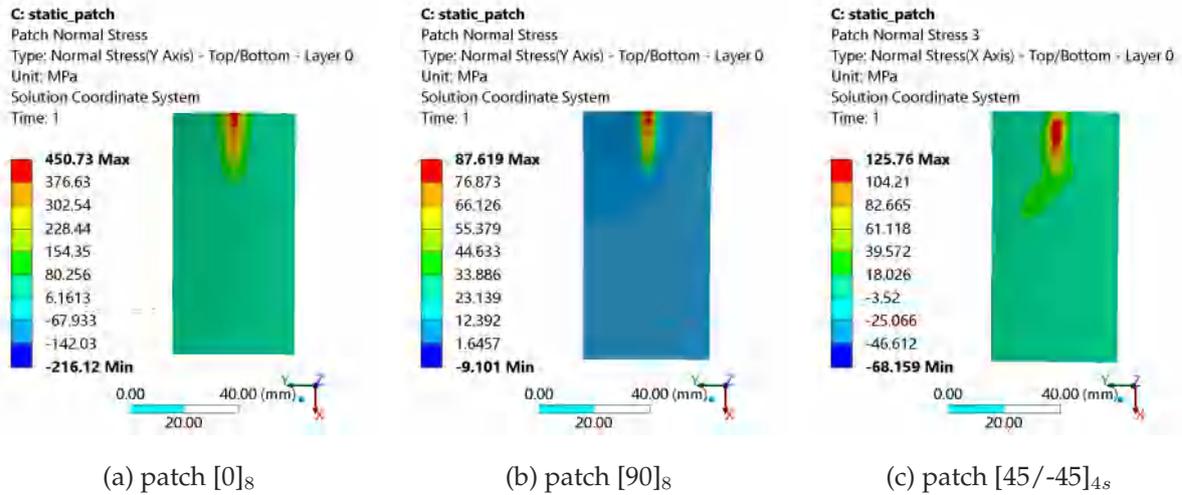


FIGURE 4.29 : Distribution des contraintes normales  $\sigma_{yy}^p$  "partie tendue" (joint à simple recouvrement)

efforts de compression se situent alors principalement dans la zone de fissuration.

La figure 4.30 illustre la distribution des contraintes de cisaillement au niveau de la couche adhésive dans le plan  $(yz)$ . On remarque que pour les patches  $[45/-45]_{4s}$  et  $[0]_8$  les distributions des contraintes sont presque similaires, tandis que pour le patch  $[90]_8$  l'intensité des contraintes est moins élevée. Le patch composite à fibres orientées à  $90^\circ$  reste le pire des patchs en terme d'efficacité de transfert de charge, ceci a été aussi mentionné dans le cas de la configuration à double recouvrement. Il est à noter aussi que la concentration des contraintes se situe au niveau de la fissure dans le cas des trois types de patchs ( $[0]_8, [90]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ ) avec son absence à leurs extrémités, différemment du cas du double recouvrement. Sur la figure 4.31 on a représenté la déformation totale de

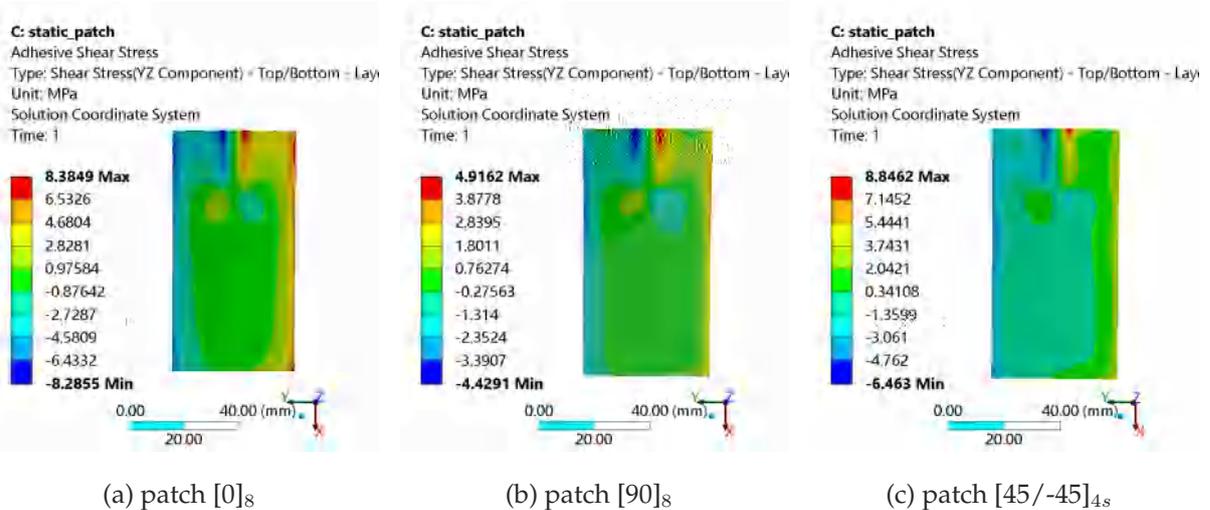


FIGURE 4.30 : Distribution des contraintes de cisaillement  $\sigma_{yz}^a$  (joint à simple recouvrement)

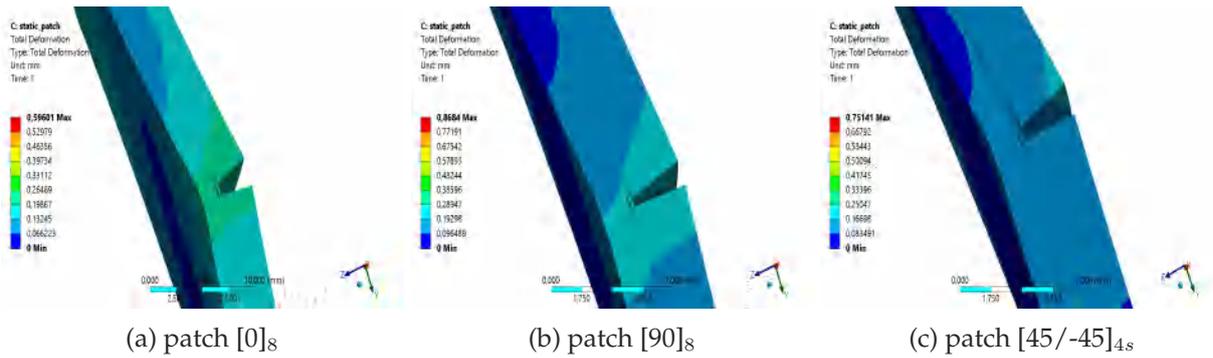


FIGURE 4.31 : Déformation totale de l'ensemble aux centres des patchs (joint à simple recouvrement)

l'ensemble patch-structure-adhésif au niveau de la fissure seulement. On constate que la structure subit, au niveau de l'extrémité, un effort de compression dû au moment de flexion Max (Figure .4.28), ce qui crée une bonne adhérence au niveau de ses bords, tandis que les contraintes dans la zone de la fissure sont très importantes. Deux principales causes favorisent la rupture des interfaces : la présence du vide de la fissure et le moment de flexion. Le patch composite  $[0]_8$  est la configuration la plus efficace car il supporte énormément de charges normales, ce qui implique une diminution de la contrainte au niveau de la fissure dans la plaque d'Aluminium et du facteur d'intensité de contrainte KI par la suite, de plus le risque de rupture, au niveau des extrémités, a fortement diminué à cause de la conforme adhérence dans cette zone par rapport au cas de la configuration à double recouvrement.

#### 4.5.2.3 Étude de la résistance à la rupture

Concernant le cas de la configuration à simple recouvrement, on a appliqué les mêmes critères de rupture sur les matériaux de l'ensemble de la réparation (structure-patch-adhésif) que ceux appliqués dans la configuration à double recouvrement, dans le but de déterminer lequel de ces matériaux peut mieux résister à l'application de la charge de traction uniaxiale. représente la marge de sécurité de la couche adhésive pour la configuration à simple recouvrement lors du collage de trois différents patchs composites ( $[0]_8$ ,  $[90]_8$  et  $[45/-45]_{4s}$ ). On remarque que la rupture de la couche adhésive apparaît, en premier lieu, dans le patch  $[90]_8$ , suivi par celle de l'empilement équilibré  $[45/-45]_{4s}$ . Le patch unidirectionnel  $[0]_8$  est constaté plus résistant du côté partie adhésive. La rupture intervient principalement dans la zone fissurée. La marge de sécurité des fibres, des trois types de patchs considérés, est présentée sur la Figure 4.33. La résistance des fibres

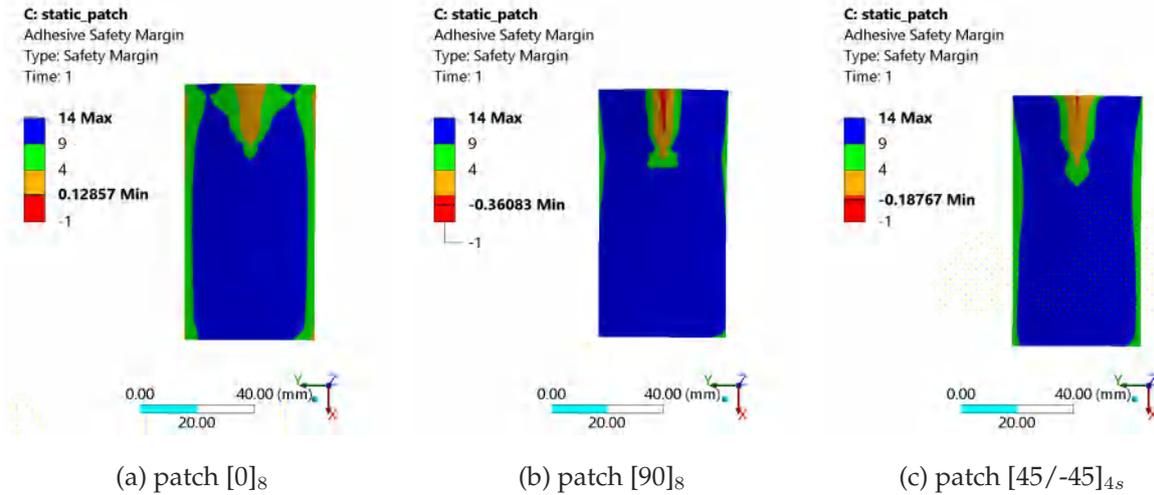


FIGURE 4.32 : Marge de sécurité de la couche adhésive (joint à simple recouvrement)

dans ce cas de configuration, pour n'importe quel empilement, est en sécurité, comme rencontré dans le cas des joints à double recouvrement, mais avec une marge de sécurité inférieure.

Sur la Figure 4.34, représentant la marge de sécurité de la matrice des patches considérés dans cette configuration à simple recouvrement, on remarque le même comportement observé dans la couche adhésive, c-à-d que le patch  $[90]_8$  cédera en premier lieu puis celui du  $[45/-45]_{4s}$ . Par contre, l'empilement  $[0]_8$  montre une très grande efficacité en terme de marge de sécurité par rapport aux deux autres patches. De plus, on a représenté, sur la Figure 4.35 la marge de sécurité de la plaque d'Aluminium. On constate toujours que le patch composite  $[0]_8$  conçu pour la réparation de la plaque fissurée par simple recouvrement, est plus efficace; tandis que le patch  $[90]_8$  est le patch le

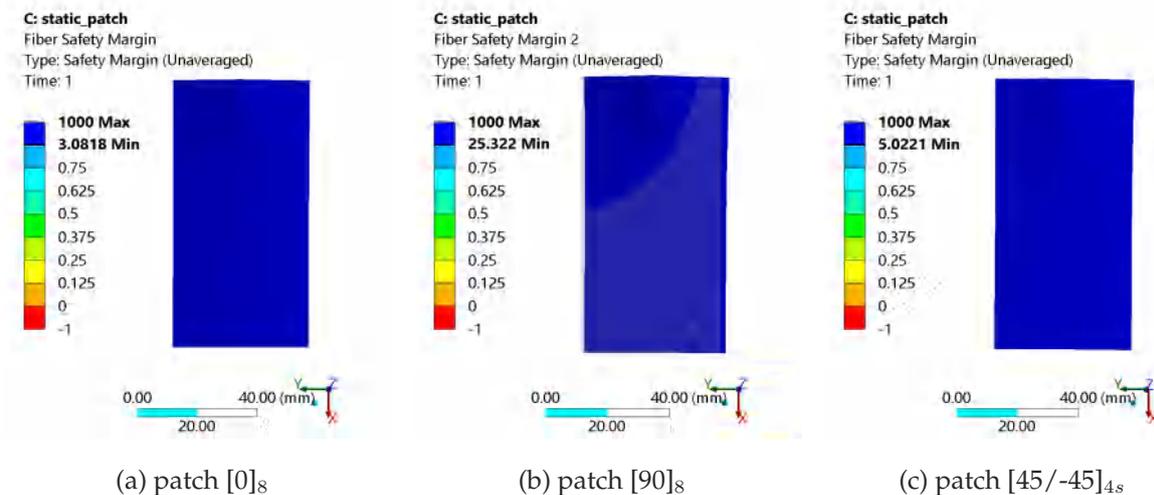


FIGURE 4.33 : Marge de sécurité des fibres du patch composite (joint à simple recouvrement)

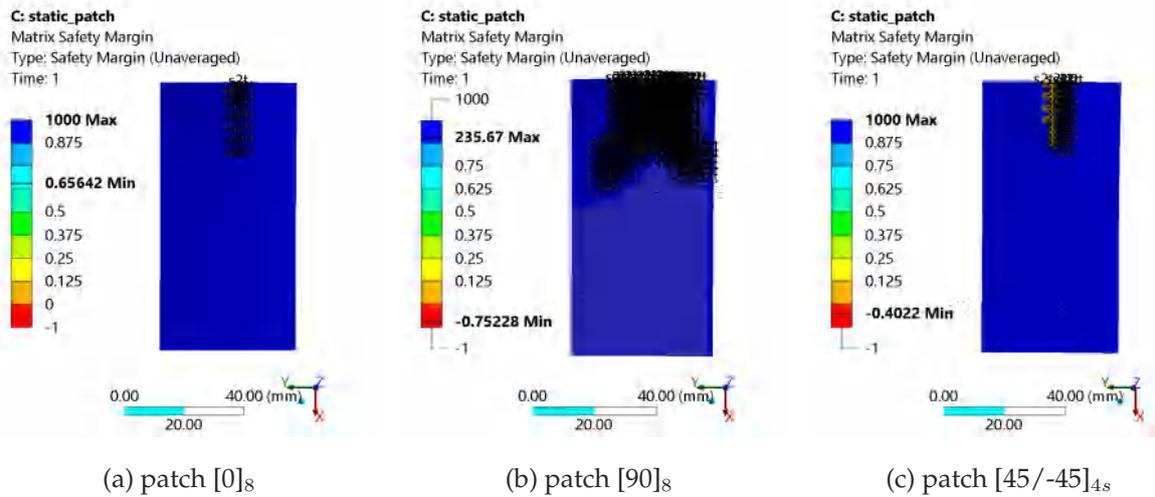


FIGURE 4.34 : Marge de sécurité de la matrice des patches composites (joint à simple recouvrement)

moins rentable parmi les trois types d'empilements. D'autre part on constate que l'ordre de grandeur de la marge de sécurité de l'unidirectionnel  $[90]_8$ , est presque égale ) la marge de sécurité de la structure d'aluminium sans patch composites présenté dans la Figure 4.26. l'avantage du patch composite dans ce cas est la réduction du facteur d'intensité de contraintes KI.

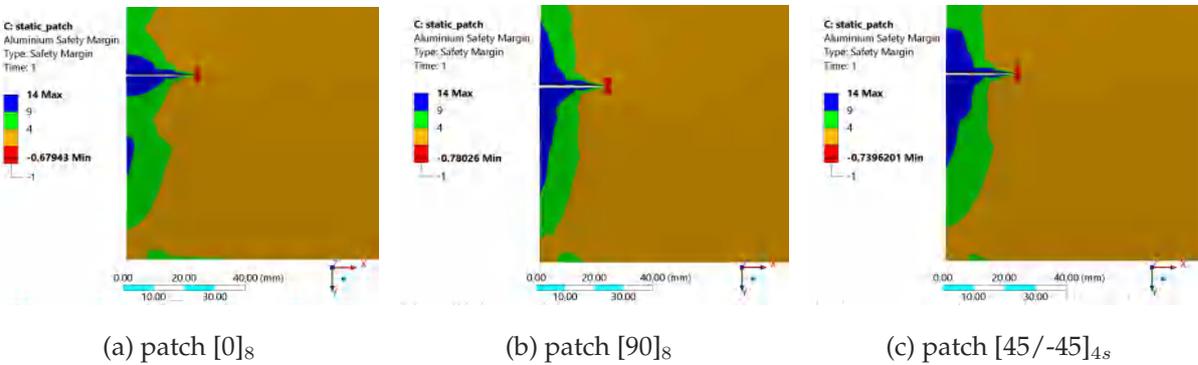


FIGURE 4.35 : Marge de sécurité de la plaque d'Aluminium (joint à simple recouvrement)

## Conclusion

D'après les résultats obtenus dans le présent chapitre on peut conclure que la configuration à double recouvrement utilisée pour la réparation par collage de patches composites ayant des orientations de fibres différentes est plus efficace pour renforcer les structures fissurées ou non par rapport à la configuration à simple recouvrement. Son efficacité est

due à la grande surface de réparation réservée lors de l'utilisation de joints à double recouvrement, à la création du moment de flexion dans la configuration à simple recouvrement et aussi à l'effet crucial de l'orientation des fibres renforçant les patchs composites. Il est alors important de souligner qu'il est nécessaire d'adopter des patchs appropriés en terme de constitution structural et d'orientation des fibres. En plus, Ils doivent être aussi adaptés aux propriétés de la structure d'origine pour assurer une réparation durable. Les patchs ayant des rigidités faibles dans leur empilement ( $[90]_8$  et  $[60/-60]_{4s}$ ) ne peuvent pas garantir un bon transfert de charges et leur taux de réduction du facteur d'intensité de contraintes (KI) est faible vis-à-vis des autres patchs ayant une forte et moyenne rigidité dans leur plan. La rupture de la réparation par collage de joints à simple recouvrement est toujours initiée dans la zone de fissuration dans le cas des trois types de patchs composites considérés. L'empilement unidirectionnel  $[0]_8$  est le patch le plus performant en terme de résistance et de réduction du facteur d'intensité de contraintes. Tandis que lors de la considération de la configuration à double recouvrement, le stratifié symétrique équilibré  $[45/-45]_{4s}$ , ainsi que la couche adhésive possèdent une distribution quasi uniforme de la contrainte de cisaillement par rapport aux patchs  $[0]_8$  et  $[90]_8$  où les contraintes de cisaillement de la couche adhésive sont concentrées respectivement à l'extrémité du joint et à la zone fissurée. Ces résultats donnent à l'équilibré  $[45/-45]_{4s}$  un avantage d'efficacité par rapport aux deux autres patchs. En somme, la réparation par collage d'un patch à double ou à simple recouvrement ayant des orientations de fibres différentes est une méthode prometteuse pour renforcer les structures endommagées. Toutefois, une structure endommagée et renforcée même avec le plus pire des patchs ( $[90]_8$ ) en terme de réparation est toujours mieux qu'une structure non renforcée.

# Conclusion Générale

Cette étude est une contribution dans l'analyse du comportement mécanique des structures renforcées par des joints collés, à simple ou à double recouvrement, par le biais d'une couche adhésive en résine époxyde. Ce sont des patchs composites en carbone/époxyde conçus pour renforcer des plaques en Aluminium 2024T3 affaiblies ou les réparer lorsqu'elles sont fissurées. Ces patchs composites sont choisis sous formes d'unidirectionnels à renforcement longitudinal  $[0]_8$ , à renforcement transversal  $[90]_8$  ou stratifiés symétriques équilibrés  $[+\theta/-\theta]_{4S}$ . La structure mise au point est considérée soumise à des états de traction uniaxiale, traction biaxiale ou travaillant en traction-compression. En effet, la plupart des structures métalliques nécessitant de telles techniques de renforcement a besoin de trouver le patch approprié pour une réparation adéquate. Les réparations collées les plus efficaces dans la structure métallique sont associées aux rigidités plutôt qu'aux épaisseurs du patch composite. Il est important de noter qu'une réparation fiable ne nécessite pas forcément un patch rigide, mais une distribution uniforme des contraintes au sein de l'adhésif. Au cours de la réalisation de cette thèse, on a montré l'efficacité de la technique de réparation par collage de patchs composites pour le renforcement de structures affaiblies ou pour freiner la propagation des fissures et récupérer au maximum les propriétés mécaniques de la structure. Pour atteindre de tels objectifs, on a procédé à des techniques d'optimisation et de simulations numériques, par le développement de codes de calcul sous Matlab en méthode des différences finies et aussi l'utilisation de la méthode des éléments finis sous ANSYS, en évaluant le taux de transfert de charge pour une structure non fissurée, et déterminant la déformation totale, le taux de réduction du facteur d'intensité de contraintes en mode I lorsque la plaque est fissurée. Cet ordre de travail nous a permis aussi de dériver des estimations pour les paramètres de conception qui sont d'un intérêt primordial. Il est à noter aussi

que les approches mathématiques basées sur les algorithmes génétiques ont été développées pour déterminer la séquence d'empilement optimale d'un patch composite capable de mieux renforcer la structure d'alliage d'aluminium considérée.

Dans le cas d'absence de fissures, il a été remarqué que la région d'extrémité est la zone où se produit généralement le transfert de charges important. Par contre, en cas de présence de fissuration, ce transfert de charges dépend principalement des caractéristiques géométriques des éléments de la réparation patch-couche adhésive (la rigidité du patch est liée principalement à l'orientation des fibres). Il se produit principalement à proximité immédiate de la fissure et aux bords du patch. La déformation totale ainsi que le taux de réduction du facteur d'intensité de contraintes en mode I sont fortement influencés par l'orientation des fibres et de la séquence d'empilement des plis.

Pour garantir l'efficacité d'une réparation et la durabilité de la structure, il est nécessaire d'assurer les points suivants :

- La réparation par collage est une technique efficace pour récupérer des pièces endommagées. L'utilisation de patches composites en carbone/époxyde permet d'empêcher la propagation de la fissure dans une structure en alliage d'Aluminium soumise à des charges de traction uniaxiale, biaxiale ou traction-compression.
- Un patch composite permettant une répartition uniforme des contraintes est le patch composite le plus adéquat. Lorsque la structure est sollicitée en traction biaxiale, la méthode des algorithmes génétiques a montré que le patch  $[45/-45]_{2ns}$  est l'empilement le plus adéquat en terme de transfert de charge de la structure vers le patch composite.
- La couche adhésive représente le maillon le plus faible dans l'ensemble patch-structure-adhésif. Sa rupture apparaît toujours en premier lieu puis elle se suit par celle de la matrice du patch composite.
- le patch composite  $[90]_8$  est le patch le plus mauvais en terme d'efficacité de réparation.
- Le patch composite unidirectionnel  $[0]_8$  dans la configuration simple recouvrement est le patch le plus adéquat car il permet d'assurer un excellent transfert de charge, une très grande réduction du facteur d'intensité de contraintes et une acceptable marge de sécurité de la couche adhésive due à l'élimination de la concentration des contraintes aux extrémités du patch composite.

- La configuration par collage à double recouvrement est généralement plus résistante que celle à simple recouvrement, à cause de la symétrie de l'ensemble et de la grande surface de réparation possible du patch composite.
- Pour la configuration à double recouvrement, la décohésion du patch apparaît toujours dans les zones de rupture où les contraintes sont plus importantes surtout aux extrémités du renforcement pour les patches  $[0]_8$  et au niveau de la fissuration pour les patches composites  $[90]_8$  et  $[45/-45]_{4S}$ .
- le patch composite  $[90]_8$  est le plus mauvais en terme d'efficacité de réparation dans toutes les configurations (plaques non-fissurées ou fissurées, à simple ou à double recouvrement)

La réparation des structures par collage de patches composites est une méthode de réparation efficace et largement utilisée pour réparer les dommages causés par des impacts, des fissures, ou des défaillances structurelles. On peut procéder à l'amélioration de cette technique par :

1. Amélioration de la qualité des patches composites et adhésifs : Les patches composites sont généralement préparés avec des résines époxyde et des fibres de carbone, graphite, bore... etc. Des recherches supplémentaires sur de nouvelles résines et fibres peuvent être réalisées pour obtenir des patches et des adhésifs plus résistants et plus durables.
2. Optimisation des paramètres géométriques : d'autres paramètres peuvent influencer la qualité de la réparation par collage, en effet l'épaisseur de la couche adhésive, nombres de plis du stratifié, l'orientation des fibres du premier pli du patch composite, des géométries spéciales aux niveaux des extrémités pour diminuer la concentration de contraintes dans ces zones.
3. Optimisation du processus de réparation : Pour une réparation réussie, il est important de suivre un processus bien défini. De nouveaux processus telles que la préparation de la surface, pour une meilleure adhérence du patch et le durcissement de la résine, peuvent être optimisées pour améliorer l'efficacité et la durabilité de la réparation.

En somme, les perspectives pour la réparation des structures par collage de patches composites sont larges et dépendent de plusieurs facteurs tels que la qualité des patches, le processus de réparation, la qualité de la surface et les tests de performances.

# Bibliographie

- [1] A Vassilopoulos. *Fatigue and fracture of adhesively-bonded composite joints*. Number 52. Elsevier, 2014.
- [2] MY Tsai and J Morton. The effect of a spew fillet on adhesive stress distributions in laminated composite single-lap joints. *Composite structures*, 32(1-4) :123–131, 1995.
- [3] J Ye, Y Yan, J Li, Y Hong, and Z Tian. 3d explicit finite element analysis of tensile failure behavior in adhesive-bonded composite single-lap joints. *Composite Structures*, 201 :261–275, 2018.
- [4] H Errouane, Z Sereir, and A Chateauneuf. Numerical model for optimal design of composite patch repair of cracked aluminum plates under tension. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 49 :64–72, 2014.
- [5] J Chiu. *The Effect of Ballistic Impact on Adhesively-Bonded Single Lap Joints in the Shear Mode*. PhD thesis, The City College of New York, 2017.
- [6] LJ Hart-Smith. Adhesive-bonded double-lap joints. *NASA contract report*, 1973.
- [7] LJ Hart-Smith. Stress analysis- a continuum mechanics approach(in adhesive bonded joints). *Developments in adhesives- 2.(A 82-28576 13-39) London, Applied Science Publishers*, pages 1–44, 1981.
- [8] MY Tsai, DW Oplinger, and J Morton. Improved theoretical solutions for adhesive lap joints. *International Journal of Solids & structures*, 35(12) :1163–1185, 1998.
- [9] JD Mathias, Mf Grediac, and X Balandraud. On the bidirectional stress distribution in rectangular bonded composite patches. *International Journal of Solids & Structures*, 43(22-23) :6921–6947, 2006.

- [10] B Bachir Bouiadjra, F Benyahia, A Albedah, B Bachir Bouiadjra, and SMA Khan. Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 t6. *International Journal of Fatigue*, 80 :128–135, 2015.
- [11] H Ghasemnejad and A Aboutorabi. Cohesive zone modeling (czm) in prediction of delamination failure in laminated composite structures. *Journal of Materials Science & Engineering*, 5(1) :61–64, 2011.
- [12] SMA Khan and M Essaheb. Effect of patch thickness on the repair performance of bonded composite repair in cracked aluminum plate. *Materials Today : Proceedings*, 4(8) :9020–9028, 2017.
- [13] F Benaoum, F Khelil, and A Benhamena. Numerical analysis of reinforced concrete beams pre cracked reinforced by composite materials. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 14(54) :282–296, 2020.
- [14] PA Zugliani, MD Banea, S Budhe, RJ Carbas, LFM Da Silva, NRF Rohem, and S De Barros. Bonded composite repair of metallic pipeline using energy release rate method. *Journal of Adhesion Science & Technology*, 33(19) :2141–2156, 2019.
- [15] W Xu and Y Wei. Strength and interface failure mechanism of adhesive joints. *International journal of adhesion and adhesives*, 34 :80–92, 2012.
- [16] MR Ayatollahi and R Hashemi. Computation of stress intensity factors ( $k_I$ ,  $k_{II}$ ) and t-stress for cracks reinforced by composite patching. *Composite Structures*, 78(4) :602–609, 2007.
- [17] M Davis and D Bond. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International journal of adhesion and adhesives*, 19(2-3) :91–105, 1999.
- [18] A Baker. *Bonded repair of aircraft structures*, volume 7. Springer Science & Business Media, 1988.
- [19] B Bachir Bouiadjra, MF Bouanani, A Albedah, F Benyahia, and M Es-Saheb. Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures : a numerical analysis. *Materials & Design*, 32(6) :3161–3166, 2011.
- [20] P Cheng. *Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patches externes*. Thesis, 2010.

- [21] LFM Da Silva, PJC das Neves, RD Adams, and JK Spelt. Analytical models of adhesively bonded joints—part i : Literature survey. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29(3) :319–330, 2009.
- [22] LFM Da Silva, PJC das Neves, RD Adams, A Wang, and JK Spelt. Analytical models of adhesively bonded joints—part ii : Comparative study. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29(3) :331–341, 2009.
- [23] Ma Goland and E Reissner. The stresses in cemented joints. 1944.
- [24] X Zhang, L Zhu, M Hu, and Y Liu. An analytical model and stress analysis of one-side bonded composite patch to metal reinforcement. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 58 :63–69, 2015.
- [25] MD Banea. Debonding on demand of adhesively bonded joints : a critical review. *Reviews of Adhesion and Adhesives*, 7(1) :33–50, 2019.
- [26] C Bellini, G Parodo, W Polini, and L Sorrentino. Experimental investigation of hydrothermal ageing on single lap bonded cfrp joints. *Procedia Structural Integrity*, 9 :101–107, 2018.
- [27] F Benyahia, A Albedah, and B Bachir Bouiadjra. Analysis of the adhesive damage for different patch shapes in bonded composite repair of aircraft structures. *Materials & Design (1980-2015)*, 54 :18–24, 2014.
- [28] VP Berardi, M Perrella, and G Cricri. Cohesive fracture in composite systems : experimental setup and first results. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 13(48) :222–229, 2019.
- [29] S Kaddour, B Aour, MS Bennouna, A Talha, and B Bachir Bouiadjra. The effect of corrosion on the quality repair of the aluminum alloy a 5083 h11 by bonded composites. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 14(53) :51–65, 2020.
- [30] ML Pastor. *Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patchs composites*. Thesis, 2007.
- [31] MN Saleh, M Saedifar, D Zarouchas, and ST De Freitas. Stress analysis of double-lap bi-material joints bonded with thick adhesive. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 97 :102480, 2020.

- [32] M Salem, M Berrahou, B Mechab, and B Bachir Bouiadjra. Analysis of the adhesive damage for different patch shapes in bonded composite repair of corroded aluminum plate under thermo-mechanical loading. *Journal of Failure Analysis & Prevention*, pages 1–9, 2021.
- [33] E Suhir. Approximate evaluation of the interfacial shearing stress in cylindrical double lap shear joints with application to dual-coated optical fibers. *International journal of solids & structures*, 31(23) :3261–3283, 1994.
- [34] CH Wang and AJ Gunnion. On the design methodology of scarf repairs to composite laminates. *Composites Science & Technology*, 68(1) :35–46, 2008.
- [35] AA Baker, LRF Rose, and R Jones. *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure*. Elsevier, 2003.
- [36] SC Her and DL Shie. The failure analysis of bolted repair on composite laminate. *International journal of solids & structures*, 35(15) :1679–1693, 1998.
- [37] G M Lehman and AV Hawley. Investigation of joints in advanced fibrous composites for aircraft structures. joint and attachment investigation. volume 1. technical discussion and summary. Report, DOUGLAS AIRCRAFT CO LONG BEACH CA, 1969.
- [38] KS Lim, SNA Azraai, NM Noor, and N Yahaya. An overview of corroded pipe repair techniques using composite materials. *International Journal of Materials & Metallurgical Engineering*, 10(1) :19–25, 2015.
- [39] JLF Freire, RD Vieira, JLC Diniz, and LC Meniconi. Part 7 : Effectiveness of composite repairs applied to damaged pipeline. *Experimental Techniques*, 31(5) :59–66, 2007.
- [40] HA Kishawy and HA Gabbar. Review of pipeline integrity management practices. *International Journal of Pressure Vessels & Piping*, 87(7) :373–380, 2010.
- [41] Md Shamsuddoha, Mdl Islam, T Aravinthan, A Manalo, and Kk Lau. Characterisation of mechanical and thermal properties of epoxy grouts for composite repair of steel pipelines. *Materials & Design (1980-2015)*, 52 :315–327, 2013.

- [42] SNFM Mohd Tahir, N Yahaya, N Md Noor, L Kar Sing, and A Abdul Rahman. Underground corrosion model of steel pipelines using in situ parameters of soil. *Journal of Pressure Vessel Technology*, 137(5), 2015.
- [43] JM Duell, JM Wilson, and MR Kessler. Analysis of a carbon composite overwrap pipeline repair system. *International Journal of Pressure Vessels & Piping*, 85(11) :782–788, 2008.
- [44] GH Koch, MPH Brongers, NG Thompson, Y PI Virmani, and JH Payer. Corrosion cost and preventive strategies in the united states. Report, United States. Federal Highway Administration, 2002.
- [45] J Cuthill. Advances in materials, methods, help gain new users. *Pipeline and Gas Journal*, 229(11) :64–66, 2002.
- [46] G Marsh. Composites renovate deteriorating sewers. *Reinforced Plastics*, 48(6) :20–24, 2004.
- [47] H Toutanji and S Dempsey. Stress modeling of pipelines strengthened with advanced composites materials. *Thin-Walled Structures*, 39(2) :153–165, 2001.
- [48] T Swift. *Repairs to damage tolerant aircraft*, pages 433–483. Springer, 1991.
- [49] RDF Moreira, MFSF De Moura, FGA Silva, and JP Reis. High-cycle fatigue analysis of adhesively bonded composite scarf repairs. *Composites Part B : Engineering*, 190 :107900, 2020.
- [50] A Gorawade, SV Nimje, and A Khode. Numerical analysis of cracked aluminium panel repaired with functionally graded adhesively bonded patch. *Materials Today : Proceedings*, 2022.
- [51] Mo Kim, HS Hong, and YC Kim. Determination of failure envelope of functionally graded adhesive bonded joints by using mixed mode continuum damage model and response surface method. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 106 :102815, 2021.
- [52] NIM Tahir, M Mali, and J Mahmud. The effects of cutout size and fibre orientation to the failure behaviour of glass epoxy and boron epoxy composite laminates. *Materials Today : Proceedings*, 48 :1880–1884, 2022.

- [53] AA Baker, RJ Chester, MJ Davis, JD Roberts, and JA Retchford. Reinforcement of the f-111 wing pivot fitting with a boron/epoxy doubler system—materials engineering aspects. *Composites*, 24(6) :511–521, 1993.
- [54] Kt Sperry. *Life cycle cost analysis of aging aircraft airframe maintenance*. Oklahoma State University, 2000.
- [55] K Majerski, B Surowska, and J Bienias. The comparison of effects of hygrothermal conditioning on mechanical properties of fibre metal laminates and fibre reinforced polymers. *Composites Part B : Engineering*, 142 :108–116, 2018.
- [56] Z Wang, Y Zhang, J Xue, and W Yang. Effect of accelerated ageing on the mechanical properties of composite repaired aluminum plates. In *2013 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering (QR2MSE)*, 2021.
- [57] M Mariam, M Afendi, MSA Majid, MJM Ridzuan, AI Azmi, and MTH Sultan. Influence of hydrothermal ageing on the mechanical properties of an adhesively bonded joint with different adherends. *Composites Part B : Engineering*, 165 :572–585, 2019.
- [58] Z Wang, C Li, L Sui, and G Xian. Effects of adhesive property and thickness on the bond performance between carbon fiber reinforced polymer laminate and steel. *Thin-Walled Structures*, 158 :107176, 2021.
- [59] LFM Da Silva, TNSS Rodrigues, MAV Figueiredo, MFSF De Moura, and JAG Chousal. Effect of adhesive type and thickness on the lap shear strength. *The journal of adhesion*, 82(11) :1091–1115, 2006.
- [60] S Kushwah, M Bhatt, C Desai, S Parekh, and P Joshi. A methodological study for the stress analysis to evaluate single lap adhesive joint. In *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, volume 1149, page 012012. IOP Publishing.
- [61] Ma Goland and E Reissner. The stresses in cemented joints. *Journal of Applied Mechanics*, 1944.
- [62] RD Adams and NA Peppiatt. Stress analysis of adhesive-bonded lap joints. *Journal of strain analysis*, 9(3) :185–196, 1974.

- [63] AD Crocombe. Global yielding as a failure criterion for bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 9(3) :145–153, 1989.
- [64] LDR Grant, RD Adams, and LFM Da Silva. Experimental and numerical analysis of single-lap joints for the automotive industry. *International journal of adhesion and adhesives*, 29(4) :405–413, 2009.
- [65] Lucas FM Da Silva and RDSG Campilho. *Advances in numerical modelling of adhesive joints*, pages 1–93. Springer, 2012.
- [66] LFM Da Silva, RD Adams, and M Gibbs. Manufacture of adhesive joints and bulk specimens with high-temperature adhesives. *International journal of adhesion and adhesives*, 24(1) :69–83, 2004.
- [67] RD Adams and JA Harris. The influence of local geometry on the strength of adhesive joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 7(2) :69–80, 1987.
- [68] MO Doru, A Özel, S Akpınar, and MD Aydın. Effect of the spew fillet on adhesively bonded single-lap joint subjected to tensile loading : experimental and 3-d non-linear stress analysis. *The Journal of Adhesion*, 90(3) :195–209, 2014.
- [69] L Dorn and W Liu. The stress state and failure properties of adhesive-bonded plastic/metal joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 13(1) :21–31, 1993.
- [70] TP Lang and PK Mallick. Effect of spew geometry on stresses in single lap adhesive joints. *International Journal of Adhesion and adhesives*, 18(3) :167–177, 1998.
- [71] BW Cherry and NL Harrison. Note : The optimum profile for a lap joint. *The Journal of Adhesion*, 2(2) :125–128, 1970.
- [72] RD Adams, RW Atkins, JA Harris, and AJ Kinloch. Stress analysis and failure properties of carbon-fibre-reinforced-plastic/steel double-lap joints. *The Journal of Adhesion*, 20(1) :29–53, 1986.
- [73] LFM Da Silva and RD Adams. Joint strength predictions for adhesive joints to be used over a wide temperature range. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 27(5) :362–379, 2007.
- [74] E Sancaktar and S Kumar. Selective use of rubber toughening to optimize lap-joint strength. *Journal of Adhesion Science & Technology*, 14(10) :1265–1296, 2000.

- [75] I Pires, L Quintino, JF Durodola, and A Beevers. Performance of bi-adhesive bonded aluminium lap joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 23(3) :215–223, 2003.
- [76] Ş Temiz. Application of bi-adhesive in double-strap joints subjected to bending moment. *Journal of adhesion science & technology*, 20(14) :1547–1560, 2006.
- [77] B Bachir Bouiadjra, H Fekirini, M Belhouari, B Boutabout, and B Serier. Fracture energy for repaired cracks with bonded composite patch having two adhesive bands in aircraft structures. *Computational Materials Science*, 40(1) :20–26, 2007.
- [78] LFM Da Silva and RD Adams. Effect of temperature on the mechanical and bonding properties of a carbon-reinforced bismaleimide. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L : Journal of Materials : Design & Applications*, 222(1) :45–52, 2008.
- [79] MK Apalak and R Gunes. Elastic flexural behaviour of an adhesively bonded single lap joint with functionally graded adherends. *Materials & design*, 28(5) :1597–1617, 2007.
- [80] VK Ganesh and TS Choo. Modulus graded composite adherends for single-lap bonded joints. *Journal of composite materials*, 36(14) :1757–1767, 2002.
- [81] E Paroissien, F Lachaud, S Schwartz, A Da Veiga, and P Barrière. Simplified stress analysis of hybrid (bolted/bonded) joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 77 :183–197, 2017.
- [82] LRF Rose, RJ Callinan, AA Baker, S Sanderson, and ES Wilson. Design validation for a bonded composite repair to the f-111 lower wing skin. In *International Aerospace Congress 1995 : Proceedings ; Second Pacific International Conference on Aerospace and Technology ; Sixth Australian Aeronautical Conference : Proceedings ; Second Pacific International Conference on Aerospace and Technology ; Sixth Australian Aeronautical Conference*, pages 331–336. Institution of Engineers, Australia Barton, ACT.
- [83] LJ Hart-Smith. *Adhesive-bonded single-lap joints*. Citeseer, 1973.
- [84] F Delale, F Erdogan, and MN Aydinoglu. Stresses in adhesively bonded joints : a closed-form solution. *Journal of Composite Materials*, 15(3) :249–271, 1981.

- [85] RA Bartholomeusz, AA Baker, RJ Chester, and A Searl. Bonded joints with through-thickness adhesive stresses—reinforcing the f/a-18 y470. 5 bulkhead. *International journal of adhesion and adhesives*, 19(2-3) :173–180, 1999.
- [86] M Davis and D Bond. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International journal of adhesion and adhesives*, 19(2-3) :91–105, 1999.
- [87] R Li, Z Chen, and W Wu. *Generalized difference methods for differential equations : numerical analysis of finite volume methods*. CRC Press, 2000.
- [88] Aluminium Alloy 2024, Aircraft Materials,. Aluminium alloys. <https://www.aircraftmaterials.com/data/aluminium/2024.html>. Consulté : 04-02-2023.
- [89] JM Berthelot. Matériaux composites. *Comportement mécanique et analyse des structures*, 4, 1999.
- [90] A Albedah, B Bachir Bouiadjra, R Mhamdia, F Benyahia, and M Es-Saheb. Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape. *Materials & Design*, 32(2) :996–1000, 2011.
- [91] JM Berthelot. Matériaux composites. *Comportement mécanique et analyse des structures*, 4, 1999.
- [92] A Lambora, K Gupta, and K Chopra. Genetic algorithm—a literature review. In *2019 international conference on machine learning, big data, cloud and parallel computing (COMITCon)*, pages 380–384. IEEE, 2019.
- [93] V Manet. Méthode des éléments finis. *Vulg. des Asp. mathématiques, Illus. des Capacit. la méthode, ViM2, Lyon*, 355, 2013.
- [94] OC Zienkiewicz. *The Finite Element Method in Structural and Continuum Mechanics : Numerical Solution of Problems in Structural and Continuum Mechanics*. 1967.
- [95] T Achour, B Bachir Bouiadjra, and B Serier. Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch. *Computational materials science*, 28(1) :41–48, 2003.
- [96] RL Fernandes and RDSG Campilho. Accuracy of cohesive laws with different shape for the shear behaviour prediction of bonded joints. *The Journal of Adhesion*, 95(4) :325–347, 2019.

- [97] G Li and C Li. Linking bilinear traction law parameters to cohesive zone length for laminated composites and bonded joints. *Advances in aircraft & spacecraft science*, 1(2) :177, 2014.
- [98] S Matta, NR Kolanu, V Chinthapenta, CM Manjunatha, and M Ramji. Progressive damage analysis of adhesively bonded patch repaired carbon fibre–reinforced polymer specimen under compression involving cohesive zone model. *International Journal of Damage Mechanics*, 28(10) :1457–1489, 2019.
- [99] AR Rasane. Repair of a thin structural sheet using polymer composite patches.
- [100] M Perrella, VP Berardi, and G Cricri. A novel methodology for shear cohesive law identification of bonded reinforcements. *Composites Part B : Engineering*, 144 :126–133, 2018.
- [101] C Vargel. Propriétés générales de l’aluminium et de ses alliages. *Techniques de l’ingénieur. Matériaux métalliques*, (M4661), 2005.
- [102] H Özer. Introductory chapter : Structural adhesive bonded joints. *Applied Adhesive Bonding in Science & Technology*, 2018.
- [103] GC Sih. Handbook of stress intensity factors : Institute of fracture and solid mechanics. *Lehigh University, Bethlehem*, 1973.
- [104] C Betego´ n and JW Hancock. Two-parameter characterization of elastic-plastic crack-tip fields. 1991.
- [105] MZ Mohd Ghazali and NHM Nor. Mode i stress intensity factors of slanted cracks in plates. In *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, volume 165, page 012008. IOP Publishing, 2017.
- [106] LDC Ramalho, RDSG Campilho, JAOP Belinha, and LFM Da Silva. Static strength prediction of adhesive joints : A review. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 96 :102451, 2020.
- [107] DK Shah, SP Joshi, and WS Chan. Stress concentration reduction in a plate with a hole using piezoceramic layers. *Smart Materials and Structures*, 3(3) :302, 1994.
- [108] MO Kaman and F Cetisli. Effect of fiber orientation angle on patch repaired composite plates. *Materials Testing*, 63(5) :436–441, 2021.

- [109] P Cheng, XJ Gong, S Aivazzadeh, and X Xiao. Experimental observation of tensile behavior of patch repaired composites. *Polymer Testing*, 34 :146–154, 2014.
- [110] YW Kwon and BL Hall. Analyses of cracks in thick stiffened plates repaired with single-sided composite patch. *Composite Structures*, 119 :727–737, 2015.