

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret

Faculté des Sciences Appliquées

Département de Génie Mécanique



## PROJET DE FIN DE CYCLE

### MASTER

**Domaine :** Sciences et Technologie

**Filière :** Electromécanique

**Parcours :** Master

**Spécialité :** Maintenance Industrielle

#### Thème

Analyse numérique de la présence de défauts géométriques dans une structure fissurée réparée par patch

Préparé par :

**KAID** Mohamed Amine

Soutenu publiquement le : 15 / 09 / 2022, devant le jury composé de :

M. KARAS Abdelkader	Professeur (Univ. Ibn Khaldoun)	Président
M. ZAGANE Mohamed	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. MOULGADA Abdelmadjid	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. BENAMAR Badr	Maître Assistant "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Encadreur

Année universitaire : 2021 - 2022

## Remerciement

*On tient avant tout à remercier chaleureusement Monsieur **BENAMAR Badr**, Maître de conférences (A) à l'université Ibn-Khaldoun de Tiaret de nous avoir encadré et assuré le suivi de notre travail. En nous faisant confiance depuis le début de nos travaux, il a su diriger ce travail tout en nous laissant une complète autonomie. On le remercie non seulement pour la qualité de son encadrement mais également pour l'inestimable qualité humaine dont il a toujours fait preuve.*

*On remercie tout autant Monsieur **KARAS Abdelkader** Professeur à l'université Ibn-Khaldoun de Tiaret pour avoir accepté de présider le jury de notre mémoire.*

*Nos sincères remerciements vont également à Messieurs **ZAGANE Mohamed**, Maître de Conférences (A) et Messieurs **MOULGADA Abdelmadjid** Maître de Conférences(A) à l'université Ibn-Khaldoun de Tiaret qui nous ont fait l'honneur d'être examinateur de notre mémoire, et qui ont consacré de leur précieux temps à l'examen et à l'évaluation de notre travail.*

*On les remercie vivement pour l'intérêt qu'ils ont porté à notre travail afin de l'expertiser avec une grande efficacité et une grande rapidité, ainsi que pour la patience et la pertinence dont ils ont fait preuve à la lecture de ce document.*

# Dédicaces

Je dédie ce modeste travail ;

A mes chers parents, aucune affirmation ne  
pourra exprimer mon amour et respect pour  
vous.

A mon cher frère Rabeh que je tiens à le  
remercier vivement pour son encouragement  
et son amour inconditionnel.

A tous mes enseignants du primaire jusqu' à  
l'université.

*Kaid Mohamed Amine*

## SOMMAIRE

Introduction générale .....	2
-----------------------------	---

### Chapitre I : Introduction à la mécanique de rupture

Introduction.....	5
I.1 Différents modes de rupture.....	6
I.2 Critères de rupture.....	6
I.2.1 Facteur d'intensité de contraintes.....	6
I.2.2 Taux de restitution d'énergie.....	8
I.2.3 Ouverture de fissure (CTOD).....	11
I.3 Forme et taille de la zone plastique en pointe de fissure.....	13
I.3.1 Approche d'Irwin.....	14
I.3.2 Approche de Dugdale.....	15
I-4 Conclusion.....	16

### Chapitre II : Patch par collage et défaut de collage

II Introduction .....	18
II.1. Généralité sur les matériaux composites.....	18
II.1.1 définition .....	18
II.1.1.1 Renfort.....	19
II.1.1.2 Matrice .....	20
II.1.2 Classification des matériaux composite .....	21
II.1.2.1 Classification suivant le type de matériau composite.....	21
II.1.2.1.1 Les composites à grande diffusion.....	21
II.1.2.1.2 Les composites hautes performances.....	21
II.1.2.2 Classification suivant la structure des matériaux composites.....	21
II.1.2.2.1. Les monocouches.....	21
II.1.2.2.2 Les stratifiées.....	22

II.1.2.2.3 Les sandwichs .....	22
II.1.2.3 Classification suivant la nature des constituants.....	23
II.1.2.3.1 les composites à matrices organiques (CMO).....	23
II.1.2.3.2 les composites à matrices céramiques (CMC).....	23
II.1.2.3.3 les composites à matrices métalliques (CMM).....	23
II.1.2.4 Classification suivant la forme des constituants.....	24
II.1.2.4 .1 Composites à fibres.....	24
II.1.2.4.2 Composites à particules.....	24
II.1.3 Mécanismes d'endommagement.....	25
II.1.4 Avantages et Inconvénients des matériaux composites.....	25
II.1.4.1 Avantages des matériaux composites.....	25
II.1.4.2 Inconvénients des matériaux composites.....	25
II.1.5 Mise en œuvre des matériaux composites.....	26
II.1.6 Domaines d'application des matériaux composites.....	26
II.2. le collage.....	27
II.2.1 définition.....	27
II.2.2 Mécanisme du collage .....	27
II.2.3 Etape de collage .....	28
II.2.3.1 Préparation de surface .....	28
II.2.3.2 Le mouillage .....	28
II.2.3.3 Durcissement.....	29
II.2.4 Généralité sur le comportement de la colle .....	30
II.2.4.1 Les polymères .....	30
II.2.4.2 Les colles époxydes .....	31
II.2.4.3 La Redux 312.....	32
II.2.4.4 Caractérisation et modélisation du comportement des colles époxydes.....	33
II.3 réparation par patch composite collé et défauts de collage .....	35

II.3.1 patch composite .....	35
II.3.2 Collage du patch en composite .....	37
II.3.3 Avantages de réparation par patch collé .....	39
II.3.4 Quelques limitations de la méthode de collage existent toutefois .....	40
II.3.5 Processus de réparation par collage.....	41
II.3.5.1 Évaluation des endommagements.....	41
II.3.5.2 Conception d'une réparation.....	41
II.3.5.3 Installation de la réparation.....	41
II.3.6 Paramètres influents les performances de réparation par patch collé.....	42
II.3.6.1 Traitement de surface.....	42
II.3.6.2 Epaisseur et type d'adhésive.....	43
II.3.6.3 Matériau de patch.....	43
II.3.6.4 Type de patch.....	44
II.3.6.5 Epaisseur de la plaque .....	44
II.3.6.6 Conception du patch.....	44
II.3.6.7 Contraintes résiduelles .....	46
II.3.7 Domaine d'applications de réparation par composite .....	46
II.3.7.1 Domaine aéronautique.....	46
II.3.7.2 Domaine navales et maritimes.....	47
II.4 Endommagement des matériaux composites stratifiés.....	48
II.4.1 Définition de l'endommagement des matériaux composites .....	49
II.4.2 Fissuration de la matrice.....	50
II.4.3 . Décohésion fibre-matrice.....	50
II.4.4 Délaminage.....	52
II.4.5 Rupture de fibres.....	53
II.4.6 .Rupture des stratifiés .....	53
II.5 Présence de défauts de collage .....	54

II.5.1 La théorie de la ‘couche de faible cohésion ‘	54
II.5.2. Modes de rupture dans les joints collés.	55
II.5.2.1 Rupture adhésive	55
II.5.2.2 Rupture cohésive.	55
II.5.2.3 Rupture mixte	56
II.5.3 défauts de collage	59
II.6 Conclusion	61

**Chapitre 03 : Présentation des études de simulation sur patch composite et defaults de collage.**

III. Introduction.	63
III.1 Etude numéro 1.	63
III.1.1 Modèle géométrique.	63
III.1.2 Modélisation et analyse par éléments finis.	64
III.1.3 Résultats.	65
III.2 Etude numéro 2.	65
III.2.1 Modèle géométrique.	66
III.2.2 Résultats expérimentaux.	67
III.2.2.1 Observation des surfaces de défaillance.	67
III.2.3 Analyse numérique.	68
III.2.3.1 Mécanisme de dommages.	69
III.2.3.2 Effet des défauts 3D.	70
III.3 Etude numéro 3.	72
III.3.1 Présentation du code de calcul Abaqus.	72
III.3.2 Présentation des matériaux utilisés.	73
III.3.2.1 Alliage d'Aluminium 2024-T3.	73
III.3.2.2 L'adhésif structural ADEKIT A140.	73
III.3.3 Modèle géométrique et propriétés mécaniques.	73
III.3.4 Maillage de l'assemblage.	75

III.3.5 Résultats et analyse.....	75
III.3.5.1 Effet de l'épaisseur de colle.....	76
III.3.5.2 Effet de l'épaisseur de l'adhésif.....	76
III.3.5.3 Effet de l'angle de biseautage du support.....	77
III.3.5.4 Effet de l'angle de congé de l'adhésif.....	78
III.3.5.5 Effet d'interaction de différents facteurs sur la réponse.....	79
III.3.5.6 Effet de différents facteurs sur les contraintes de pelage et de cisaillement..	80
III.4 CONCLUSION.....	81
<b>CONCLUSION GENERALE.....</b>	<b>84</b>



## Liste des figures

Figure I.1.1 : Différents Modes de rupture.....	6
Figure I.1.2:Contraintes près de l'extrémité d'une fissure .....	7
Figure I.1.3:Interprétation du taux de restitution d'énergie. ....	10
Figure I.1.4:Définition du CTOD. ....	11
Figure I.1.5: Correction de la zone plastique (Irwin). ....	15
Figure I.1.6:Modèle de la zone plastique de Dugdale. ....	16
Figure II.1.1 : Matériau composite.....	19
Figure II.1.2 : Différents types de renfort de base.....	20
Figure II.1.3: Principaux matériaux utilisés comme des matrices.....	20
Figure II.1.4.Matériau composite UD.....	21
Figure II.1.5 : Représentation schématique d'un composite stratifié.....	22
Figure II.1.6 : Panneaux sandwich.....	23
Figure II.1.7 : Différents étapes de formage par moulage d'un matériau composite.....	26
Figure II.2.1 :Un liquide forme une goutte faisant un angle de contact $\theta$ avec la surface du solide (COGNARD ; 2000).....	29
Figure II.2.2 Les différents états d'un polymère caractérisés par leur module de cisaillement en fonction de la température. Les polymères réticulés ne deviennent pas liquides et restent caoutchouteux jusqu'à décomposition (droite en pointillés) . Le niveau du plateau caoutchoutique baisse avec l'augmentation du caractère amorphe du polymère.....	30
Figure II.2.3 Cycle de mise en oeuvre de la Redux 312 L.....	33
Figure II.3.1. : Réparation des bordages en aluminium par patchs composites.....	36
Figure II.3.2: Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patchs composites.....	37
Figure II.3.3Réparation d'un pipe avec patch en composite.....	37
Figure II.3.4: Exemples de patchs rivetée et collé.....	38
Figure II.3.5: Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing.....	38
Figure II.3.6. Comparaison entre les réparations mécaniques (A) et les réparations collées (B).....	39
Figure II.3.7. Avantages des réparations collées par rapport aux réparations mécaniques (A) Réparations mécaniques (B) réparations collées.....	40
Figure II.3.8. Réparation par collage de patch composite sur une aile d'avion.....	47
Figure II.3.9. Réparation par patch en composite des fuselages aéronefs 395.....	47
Figure II.3.10. Réparation de superstructure d'un navire en aluminium par patch composites.....	48
Figure II.4.1 : Différents types de fissuration de la matrice (longitudinale, transversale).....	50
Figure II.4.2: Phénomène de décohésion fibre-matrice.....	51
Figure II.4.3: Phénomène de propagation de la fissure.....	51
Figure II.4.4: Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface).....	52
Figure II.4.5: Phénomène de propagation de la fissure.....	52
Figure II.4.6: Mécanisme de délaminage.....	52
Figure II.4.7: Mécanisme rupture de fibre.....	53
Figure II.4.8 Mécanismes de rupture observés dans un stratifiés.....	54

Figure II.4.9 Modes de rupture d'assemblage collé.....	54
Figure II.5.1 Rupture adhésive.....	55
Figure II.5.2 Rupture cohésive.....	56
Figure II.5.3 Rupture mixte.....	57
Figure II.5.4 Observation d'une rupture mixte d'un joint collé par MEB.....	58
Figure II.5.6.Type de défauts de collage.....	58
Figure II.5.7. Défauts typiques présents dans un joint de colle.....	59
FigIII.1. 1. Modèle géométrique de la structure patchée.....	63
FigIII.1. 2. Maillage typique de (a) plaque, (b) plaque avec fissure émanant de l'encoche, (c) patch avec trou percé dessus, (d) couche adhésive et (e) près de la pointe de la fissure en Mode I.....	64
FigIII.1. 3. Variation des SIF avec longueur de fissure (panneau avec fissure centrale et panneau avec fissure émanant du trou, diamètre du trou $\frac{1}{4}$ 20 mm).....	65
Fig.III.2. 1. La configuration des spécimens réparés par écharpe .....	66
Fig.III.2. 2. Modes de défaillance des spécimens avec une épaisseur de stratifié de : (a) 3,5 mm, (b) 4,5 mm, (c) 6 mm et (d) 7 mm.....	67
Fig.III.2. 3. Images au microscope optique du groupe SCJ-C en vue latérale.....	68
Fig.III.2. 4. Initiation et propagation des dommages des composites et de la couche Adhésive.....	70
Fig.III.2. 5.Représentation schématique des défauts de l'adhésif.....	71
Fig.III.2.6. La réduction de résistance relative par rapport à un échantillon sans défaut.....	71
Fig.III.2.7. Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) Défaut circulaire, (b) Défaut carré, (c) Défaut triangulaire.....	71
Fig.III.3.3.1 Géométrie de l'éprouvette (dimensions en mm)[92].....	74
Fig.III.3.3.2 Courbe contrainte-déformation pour : (a) adhésif en aluminium, (b) adhésif AdekitA140[94].....	75
Fig.III.3.3.3 Maillage typique de la structure globale du joint collé.....	75
Fig. III.3.3.4 Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage en fonction de l'épaisseur de l'adhésif.....	77
Fig. III.3.3.5 Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage en fonction de l'angle de biseautage de l'adhésif.....	78
Fig. III.3.3.6 Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage par rapport à l'angle de congé de l'adhésif.....	78
Fig. III.3.3.7 contours réponse (Iso-réponse) versus (ea,ep,αa,αp)[92].....	80
Fig. III.3.3.8 Effets des différents paramètres et leurs interactions : (a) Contrainte de cisaillement (b) Contrainte de pelage.....	81

## Liste des tableaux

Tab .II 2.1 Propriétés des polymères .....	30
Tab II.2.2 Propriétés mécaniques des colles époxydes . La dernière colonne précise le nombre d'échantillons utilisés pour déterminer les valeurs minimales, maximales et moyennes.....	32
Tab II.2.3 Propriétés mécaniques de la Redux 312.....	32
Tab. II.2.4 Les modèles rhéologiques courants.....	34
Tab II.3.1: Exemples de réparations par patches composites.....	36
Tableau II.5.1: Défauts dans les assemblages collés .....	60
Tableau III.1.1. Dimensions des panneaux, couches adhésives et patches.....	64
Tableau III.1.2. Propriétés matérielles de la plaque d'aluminium, de la couche adhésive et du patch composite.....	64
Tableau III.2.1 Propriétés matérielles de l'adhésif J-271.....	66
Tableau III.2.2. Numéro d'échantillon et résultats des essais de traction des stratifiés réparés par foulard.....	68
Tableau III.2.1: Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-.....	73
Tableau III.3.1. Dimensions du joint collé.....	74
Tableau III.3.4.2 Dimensions optimales des facteurs géométriques.....	76

---

---

***INTRODUCTION  
GÉNÉRALE***

---

---

Le présent travail s'intègre dans un contexte technologique, en relation avec le secteur de la maintenance industrielle et plus particulièrement celui la réparation des structures fissurée et augmenter la durée de vie des structures endommagées par fatigue. la technique de réparation par patch composite collé peut réduire l'énergie de rupture au point de fissure en relâchant l'intensité de la contrainte fortement localisée, qui est causé par la singularité provoquée par la fissure, et en réduisant l'ouverture de ses lèvres ,retarder l'apparition des fissures . Cette technique présente aussi l'avantage de combiner des formes irrégulières et complexes, qui permet un meilleur transfert de charges de la partie fissurée vers le patch composite à travers la couche adhésive.

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

Une fois l'endommagement détecté dans le matériau, les ingénieurs doivent décider de réparer ou non la structure, Dans le domaine de l'aéronautique, la réparation des défauts géométriques exige un collage de patch qui présente des propriétés mécaniques élevées afin d'atténuer au maximum la concentration de contraintes, Un choix de méthode de réparation adapté au matériau et au dommage est alors effectué. Une fois réparée, la pièce est inspectée afin de vérifier la performance de la réparation. Ces patchs sont dans la plupart des cas des composites.

Le présent mémoire s'inscrit dans le cadre de notre projet de fin d'études en vue de l'obtention du diplôme de master professionnalisant en Génie mécanique option Maintenance Industrielle.

La fonction maintenance ayant pour mission de réparation structures fissurées.ce qui est le cas des entailles.

Une fois un tel défaut est détecté, on procède par les méthodes de maintenance curative, dans le but d'intervenir avant que la taille de ce défaut n'atteigne sa valeur critique provocante le dysfonctionnement de la structure. Le remplacement de la structure endommagée est parfois coûteux ou simplement non réalisable. Pour ces raisons, on est amené à trouver une méthode de réparation fiable et économique permettant de garder la

structure en service le plus longtemps possible avant de trouver les moyens nécessaires de la remplacer.

La technique de réparation par patch collé présente une solution rapide, réalisée avec des critères économiques, applicabilité et fiabilité.

L'utilisation d'adhésifs présente pourtant quelques inconvénients comme la faible résistance à la température et l'absorption de l'eau. Les composants collés peuvent aussi présenter des défauts qui réduisent la qualité de l'assemblage comme les porosités et les espaces vides

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

Notre travail s'inscrit dans ce contexte, l'objectif est d'analyser le comportement mécanique et en rupture d'une structure endommagée et réparée par patch composite en présence des défauts dans la couche d'adhésif.

Pour ce faire, notre mémoire a été structuré en trois chapitres. Le premier chapitre est consacré à introduction à la mécanique de rupture. Le deuxième chapitre Patch par collage et défaut de collage. Enfin le troisième chapitre Présentation des études de simulation sur patch composite et défauts de collage.

---

# *Chapitre 01*

---

## **Introduction à la mécanique de la rupture**

---

## I Introduction

Les fissures peuvent généralement être présentes dans toutes les structures mécaniquement sollicitées. Elles peuvent exister sous forme de défauts de base dans le matériau ou peuvent se développer durant le processus d'élaboration des matériaux ou pendant leur mise en service. Ces défauts de fissuration sont la cause essentielle de la plupart des dommages par ruptures des structures et des éléments de machines soumises à des efforts statiques ou dynamiques. Le concept de la mécanique de la rupture a généralement pour but l'analyse du comportement des fissures existantes dans toutes les structures industrielles supportant des efforts mécaniques simples ou complexes.

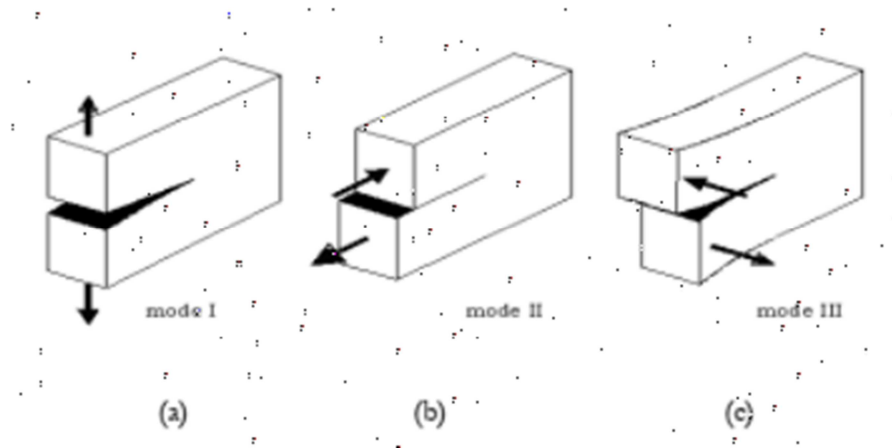
L'approche de la mécanique linéaire de la rupture concerne les matériaux dont le comportement est élastique linéaire. Compte tenu de cette linéarité, les calculs sont relativement simples à réaliser. Dans le cadre des travaux portant sur les matériaux à comportement fragiles tels les matériaux céramique (exemple du verre), les chercheurs du milieu du 20<sup>ème</sup> siècle ont conduit au développement d'une grandeur scalaire, notée  $K$ , caractéristique des champs de contraintes et de déformations au voisinage très proche du défaut de fissuration. Cette grandeur a permis l'établissement d'un critère  $K_c$  ( $K$  critique) comme paramètre intrinsèque du matériau pour l'analyse de l'amorçage et de la propagation de la fissure. Ce critère a pu être relié à l'énergie libérée par la fissure au cours de sa croissance. Au cours des années 70, de nombreux travaux de recherches ont été consacrés au développement d'un paramètre permettant d'étendre le concept de la mécanique de la rupture au comportement élastoplastique des matériaux. Parmi les différents paramètres, l'intégrale de contour  $J$ , développé par Rice [1], a connu un large succès en raison de la facilité de sa mise en œuvre et de ses propriétés numériques, à savoir une énergie obtenue par simple intégrale de contour, indépendante de celui-ci. L'interprétation analytique de cette intégrale, a permis à Begley et Landes [2] d'associer ce paramètre  $J$  à un critère critique d'amorçage  $J_c$ , qui fut étendu à la propagation ductile par la suite via les courbes de résistance à la déchirure  $J$  en fonction de la croissance du défaut de fissuration  $\Delta a$ .

Chapitre I Introduction à la mécanique de la rupture Ces différents paramètres de rupture sont exprimés soit en termes de contraintes en front de fissure soit en termes d'énergie de toute la structure fissurée.



### I.1. Différents modes de rupture

La fissuration se manifeste par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties appelées lèvres de la fissure ce qui introduit une discontinuité au sens des déplacements. Les mouvements possibles des lèvres de chaque fissure sont des combinaisons de trois modes indépendants illustrés schématiquement sur (Figure I.1.1.)



**Figure I.1.1** : Différents Modes de rupture

- Mode I (mode par ouverture) : les lèvres de la fissure se déplacent dans des directions opposées et perpendiculairement au plan de fissure (fig. 1a) ;
- Mode II (cisaillement plan) : les lèvres de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de fissure (fig. 1b) ;
- Mode III (cisaillement anti-plan) : les lèvres de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la fissure (fig. 1c)

### I.2 Critères de rupture

En mécanique linéaire élastique de la rupture, trois principaux critères de rupture sont utilisés, le premier proposé par Griffith (1920) [4] est basé sur une approche énergétique, le second proposé par Irwin (1960) [3], est défini à partir du champ local de contraintes au front de fissuration, et le troisième développé par Wells [5], est basé sur le déplacement d'ouverture en tête de fissure noté CTOD.

#### I.2.1 Facteur d'intensité de contraintes

Irwin [3], en considérant un solide de comportement élastique linéaire contenant une fissure. (Figure I.1.2) montre que le champ de contraintes au voisinage de la fissure

peut être défini uniquement par un paramètre  $\mathbf{K}$  appelé facteur d'intensité de contrainte. La rupture peut intervenir lorsque  $\mathbf{K}$  atteint une valeur critique  $\mathbf{K}_c$ . En utilisant les fonctions de Westergaad [6], il est possible de décrire le champ de contraintes à une distance  $r$  de la pointe de la fissure. L'expression générale de ce champ est de la forme :

$$\sigma_y = \frac{\mathbf{K}}{\sqrt{2\pi r}} f_y(\theta)$$

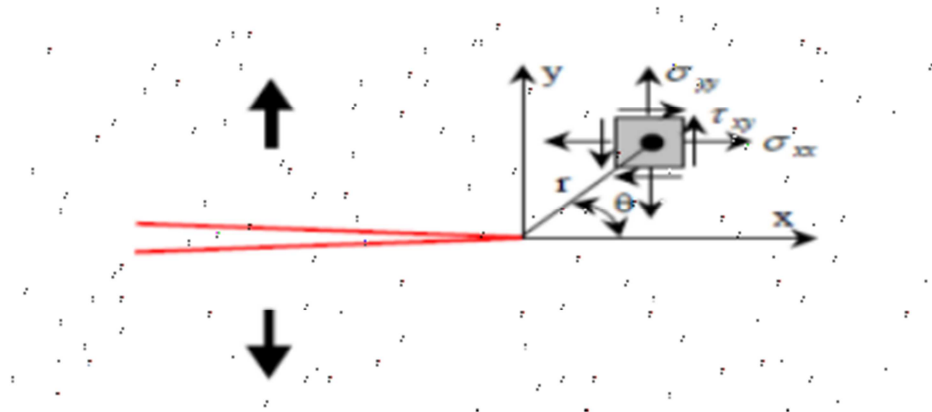


Figure I.1.2 : Contraintes près de l'extrémité d'une fissure

Où :  $r$ ,  $\theta$  sont les coordonnées polaires du point considéré,  $\mathbf{K}$  est le facteur d'intensité de contraintes, qui vaut ici  $\delta\sqrt{\pi a}$  et contient à la fois l'information sur l'intensité de chargement et sur la taille du défaut de fissuration.

Comme le facteur d'intensité de contraintes  $\mathbf{K}$  définit le champ de contraintes au voisinage de la fissure,  $\mathbf{K}_c$  est une condition de rupture inévitable et représentait un  $\geq$  Irwin [3] a postulé que la condition  $\mathbf{K}$  critère de rupture, ce facteur se déduit à partir de la relation :  $\mathbf{K} = \mathbf{Y} \cdot \delta\sqrt{\pi a}$

$\sigma$  est la valeur atteinte par la contrainte appliquée loin de la fissure, et  $\mathbf{Y}$  est un facteur géométrique (Coefficient de correction, appelé facteur de forme. Ce dernier prend en compte les dimensions finies et la géométrie de l'éprouvette ainsi que la taille de la fissure. Ce paramètre est donné pour chaque type d'éprouvette sous forme d'une fonction polynomiale de  $(a/w)$ , où  $w$  est la largeur de l'éprouvette et «  $a$  » la taille de la fissure.

Le critère  $\mathbf{K}$  qui fait la synthèse à lui seul de la géométrie de la pièce fissurée, de la longueur de la fissure et du niveau du chargement appliqué, est appelé facteur d'intensité

de contraintes. Les facteurs **K<sub>I</sub>**, **K<sub>II</sub>** et **K<sub>III</sub>** sont définis respectivement pour les modes **I**, **II** et **III** décrits par les expressions I.3, I.4 et I.5.

Les champs de contraintes s'expriment à l'aide des facteurs d'intensité des contraintes

En mode I :

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

En mode II :

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left( 2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sigma_{yy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \\ \tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left( 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \end{cases}$$

En mode III :

$$\begin{cases} \tau_{xx} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \\ \tau_{yy} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \end{cases}$$

### I.2.2 Taux de restitution d'énergie

Au cours de ses travaux sur la théorie de la rupture fragile, Griffith [4] a introduit le taux de restitution d'énergie, noté  $G$ , correspondant à l'énergie libérée au cours de la propagation d'une fissure dans un solide parfaitement élastique. Selon Griffith, la rupture intervient au moment où une énergie suffisante est restituée pour la création de nouvelles surfaces de rupture. Cette énergie provient de l'énergie élastique stockée dans le matériau et de l'énergie potentielle du système de chargement. Griffith [4] considère un solide

d'épaisseur  $B$ , contenant une fissure de longueur  $2a$ , soumis à un chargement  $F$ . L'énergie libre totale du corps fissuré s'écrit :

$$U = U_0 + U_S + U_E - W$$

Où :

$U_0$  : est l'énergie de déformation du corps non fissuré ;  $U_S$  : l'énergie de surface due à la formation de la fissure ;  $U_E$  : la variation d'énergie de déformation élastique due à l'introduction de la fissure et  $W$  : est la variation du travail externe du système. En fonction de l'énergie libre totale, Griffith a exprimé un critère de rupture sous la forme :

$$\frac{dU}{da} < 0 : \text{Fissure instable ;}$$

$$\frac{dU}{da} = 0 : \text{Fissure en équilibre ;}$$

$$\frac{dU}{da} > 0 : \text{Fissure stable.}$$

L'énergie  $U_0$  est indépendante de la fissure ;  $U_E$  et  $W$  sont fonctions du mode de chargement. L'énergie de surface  $U_S = \frac{4a}{h} \gamma_0$  où  $\gamma_0$  est l'énergie superficielle spécifique. Le taux de restitution d'énergie est défini par :

$$G = \frac{1}{B} \frac{\partial (U_E - W)}{\partial a}$$

Le paramètre  $G$  est représenté par l'aire entre les deux courbes  $P = f(\Delta)$  correspondant aux fissures de longueurs «  $a$  » et «  $a + da$  ». Si l'on considère un accroissement de la fissure d'une longueur  $da$ , pour un déplacement constant, on peut alors observer une diminution de la charge  $\Delta P$  comme l'indique la Figure I.1.3.a. La variation de l'énergie du système est uniquement une diminution de l'énergie de déformation, soit :

$$\delta W = 0 \quad \text{et} \quad \delta U_E = -\frac{1}{2} \Delta \delta P$$

La Figure I.1.3.b illustre le même comportement que celui représenté par la figure I.1.3.a avec une charge constante. La propagation de la fissure entraîne une augmentation du déplacement  $\Delta$ . Dans ce cas, l'énergie de déformation croît ( $\delta U_E = -\frac{1}{2} P d\Delta$ ). La variation du travail correspondant est donnée par la relation :  $\delta W = P d\Delta$

D'où :

$$\delta(U_E - W) = -\frac{1}{2} P d\Delta$$

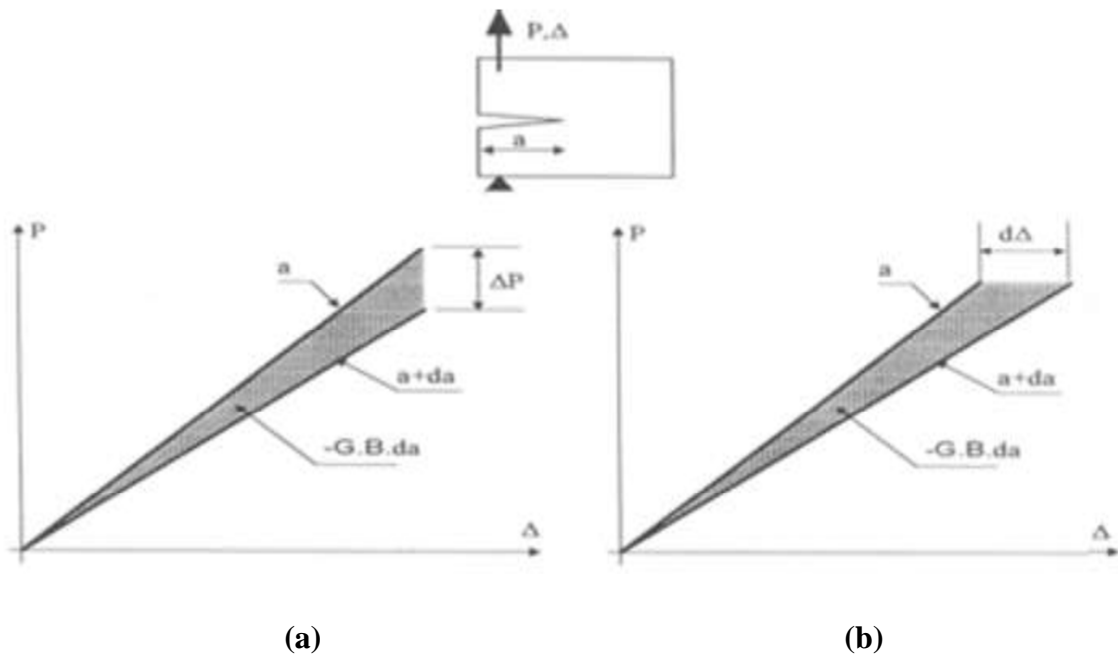


Figure I.1.3:Interprétation du taux de restitution d'énergie. [4]

La rupture se produit lorsque l'énergie totale atteint un optimum. Elle survient, pour une contrainte appliquée donnée, lorsque la taille de la fissure tend vers une valeur critique «  $a_c$  ». Dans ce cas, la valeur de l'énergie ( $G$ ) correspond au taux de restitution de l'énergie critique «  $G_c$  » dont la valeur pour un matériau fragile est égale à deux fois l'énergie superficielle spécifique «  $G_c = 2\gamma$  ».

Dans le contexte élastique linéaire de la mécanique de la rupture, le taux de restitution d'énergie et le facteur d'intensité de contrainte sont liés par la relation de type :

$$G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2\mu}$$

Avec :  $E' = E$  en contrainte plane et  
 $E' = E / (1+\nu^2)$  en déformation plane ;

$\mu$  et  $\nu$  sont respectivement le module de cisaillement et le coefficient de Poisson.

Les deux paramètres, facteur d'intensité de contraintes et taux de restitution d'énergie, sont essentiels pour la mécanique de la rupture, ils ne sont valides que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, en rupture ductile, la prise en compte du comportement réel élastoplastique du matériau est nécessaire pour définir des paramètres représentatifs des phénomènes dissipatifs tels que la plasticité

### I.2.3 Ouverture de fissure (CTOD)

Wells [5] a remarqué lors d'une étude sur la ténacité d'un acier très ductile que la déformation en pointe de fissure est d'autant plus importante que le matériau est tenace, ces résultats l'ont conduit à proposer le déplacement d'ouverture en pointe de fissure noté **CTOD** comme critère de mesure de la ténacité à la rupture. Selon Wells le **CTOD** est défini par :

$$\text{CTOD} = 2 \cdot y\delta$$

Où :  $\delta y$  est le déplacement de la fissure suivant l'axe  $y$  défini sur la Figure I.1.4

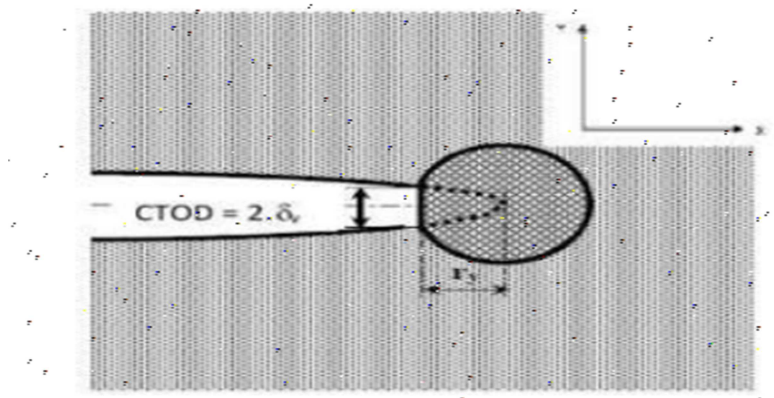


Figure I.1.4: Définition du CTOD. [5]

L'analyse proposée par Wells tente de relier le **CTOD** au facteur d'intensité de contrainte **K** lorsqu'on est en régime de plasticité confinée. Irwin a exprimé le déplacement des lèvres de la fissure pour les trois modes de rupture I, II et III par :

$$u = K_I \frac{\chi+1}{\mu} \left( \frac{r}{2\pi} \right)^{1/2} \quad (\text{I})$$

$$v = K_{II} \frac{\chi+1}{\mu} \left( \frac{r}{2\pi} \right)^{1/2} \quad (\text{II})$$

$$w = K_{III} \frac{\chi+1}{\mu} \left( \frac{r}{2\pi} \right)^{1/2} \quad (\text{III})$$

Où :

- $K_I$ ,  $K_{II}$  et  $K_{III}$  sont les facteurs d'intensité de contraintes en mode I, II et III.
- $u$ ,  $v$  et  $w$  sont respectivement les déplacements des lèvres de fissure suivant  $x$ ,  $y$  et  $z$ .
- $\chi = 3-4\nu$  en déformation plane.
- et  $\chi = (3-\nu)/(1+\nu)$  en contrainte plane
- $\nu$  est le coefficient de Poisson

Plus tard, lorsque Rice [1] a introduit l'intégrale  $J$ , il a étudié analytiquement la relation entre le CTOD et le paramètre  $J$  dont l'expression est la suivante :

$$J = \sigma_0(\text{CTOD})$$

Shih [7] a utilisé cette relation dans le cas d'un matériau obéissant à une loi de comportement de type Remberg-Osgood. Il a montré que le coefficient de linéarité entre le CTOD et  $J$  ne correspond pas à la limite élastique  $\sigma_0$ , mais au produit  $\sigma_0$  par un facteur  $\chi$ . La relation I.12 devient alors :

$$J = \sigma_0(\text{CTOD})$$

Shih [7] a utilisé cette relation dans le cas d'un matériau obéissant à une loi de comportement de type Remberg-Osgood. Il a montré que le coefficient de linéarité entre le CTOD et  $J$  ne correspond pas à la limite élastique  $\sigma_0$ , mais au produit  $\sigma_0$  par un facteur  $\chi$ . La relation I.12 devient alors :

$$J = \chi \cdot \sigma_0 \cdot \text{CTOD}$$

Où :  $\chi$  est un coefficient qui dépend du matériau.

Plusieurs travaux expérimentaux [8-9] ont également porté sur la validité d'une telle relation. Il est important de noter que la définition du **CTOD**, recentrée dans la plupart de ces travaux, diffère de celle de Rice [4]. Ainsi, tous ces résultats analytiques et expérimentaux, montrent bien qu'il existe une relation linéaire entre  $J$  et l'ouverture de la fissure **CTOD**. La valeur du coefficient de proportionnalité diffère d'une étude à l'autre.

### I.3. Forme et taille de la zone plastique en pointe de fissure

Généralement les matériaux solides développent des zones de déformation plastique lorsque la limite élastique est franchie localement au voisinage proche du front de fissure. Toutefois, si on s'approche très près du front de la fissure, c'est-à-dire lorsque  $r$  tend vers  $0$ , le calcul théorique montre que les contraintes vont tendre vers l'infini. En fait, la contrainte appliquée ne peut dépasser la limite d'élasticité du matériau qui va commencer à se plastifier à proximité du front de la fissure, créant ainsi une zone plastique. Réellement les contraintes à l'extrémité d'une fissure restent finies car le rayon au fond de fissure n'est pas nul. Ces contraintes dépassent la limite d'élasticité du matériau et la déformation plastique qui en résulte, conduit à une relaxation des contraintes à l'extrémité de la fissure. La mécanique linéaire de la rupture devient progressivement imprécise à mesure que la taille de la zone plastifiée qui se forme à l'extrémité de la fissure, devient importante. Des corrections simples à la mécanique linéaire de la rupture sont proposées lorsque cette taille reste raisonnable. Au-delà d'une certaine plastification, le facteur d'intensité de contrainte n'est plus adapté à la description des champs des contraintes et des déplacements à l'extrémité de la fissure. Ainsi, en d'autres paramètres sont pris en considération. Il est important de connaître la taille de la zone plastique au fond de fissure, compte tenu des limites d'application de la mécanique linéaire de la rupture. Plusieurs auteurs ont tenté d'évaluer la forme et la taille de la zone plastifiée en bout de fissure en se basant sur les critères classiques de l'élasticité ou par des calculs numériques par la méthode des éléments finis.



### I.3.1 Approche d'Irwin

Irwin [10] a été parmi les premiers chercheurs à avoir contribué à la correction des équations de la mécanique linéaire de la rupture prenant en compte la zone plastique au front de la fissure. Si la taille de cette zone demeure assez petite, elle n'a pour effet que de décaler la distribution singulière des contraintes d'une quantité  $r_y$  appelée correction de plasticité ou correction d'Irwin et est définie comme suit :

$$r_y = \frac{1}{\alpha \pi} \left( \frac{K_I}{\sigma_e} \right)^2$$

Avec :

$\alpha = 2$  : en contrainte plane.

$\alpha = 6$  : en déformation plane.

Cette quantité  $r_y$  s'ajoute à la longueur réelle de la fissure.

A partir de la valeur  $r_y$ , Irwin définit un facteur d'intensité de contraintes plastiques :

$$K_I^* = \sigma \sqrt{\pi (a + r_y)}$$

Les critères de Tresca ou de Von Mises permettent de déterminer avec précision la forme de la zone plastique. Irwin [10], suppose que la forme de la zone plastifiée de dimension  $r_p$  est de forme circulaire. La taille de cette zone peut être estimée comme la distance  $r_y$  entre le fond de la fissure et le point où la contrainte dépasse la limite d'élasticité  $\sigma_e$ . Irwin considère l'existence d'une fissure fictive de profondeur  $a + r_y$  (où «  $a$  » est la longueur réelle de la fissure) qui a son extrémité au centre d'une zone plastique de rayon  $r_y$ , au bout de cette fissure fictive, et suppose un comportement élastoplastique parfait ( $\sigma = \sigma_e = \text{const}$ ) à l'intérieur de cette zone (Figure I.1.5).

En fait, si l'on adopte les critères de Tresca et de Von Mises, on obtient une forme sensiblement différente qui, de plus, varie dans l'épaisseur de la pièce puisqu'à la surface règne un état de contraintes planes alors qu'à cœur l'on se rapproche davantage d'un état

de déformations planes. En conséquence, la zone plastifiée doit décroître graduellement depuis la surface jusqu'au cœur.

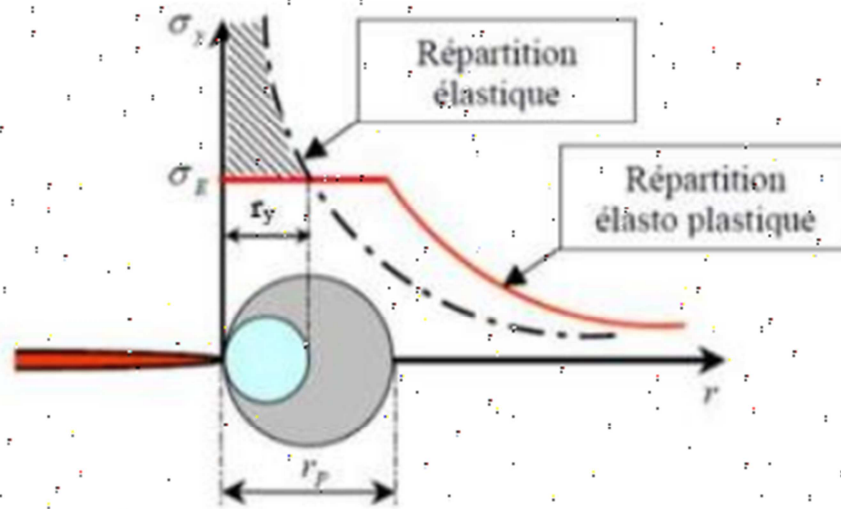


Figure I.1.5: Correction de la zone plastique (Irwin). [10]

### I.3.2 Approche de Dugdale

Dugdale [11] a proposé un modèle de bande pour la zone plastique dans des conditions de contraintes planes. La Figure I.1.6 illustre le modèle de Dugdale, qui considère une fissure de longueur  $a + r$  avec  $e$ , qui s'exerce sur la des contraintes de compression d'intensité égale à celle de la limite d'élasticité longueur «  $r$  » près de chacune des extrémités de la fissure. La longueur «  $r$  » représente la taille de la zone plastique. Le phénomène de fermeture de fissure est provoqué par des contraintes internes puisqu'elles tendent à fermer la fissure. Lorsqu'on charge une structure fissurée, une zone plastique se forme à l'extrémité de la fissure. Lors de la décharge, le reste de la structure, reste élastique, exerce alors  $e$ . Le rayon de la zone plastique selon le modèle sur la zone plastique des contraintes de compression de Dugdale s'exprime par

$$R_d = \frac{\pi}{8} \left[ \frac{K(1)}{\sigma_e} \right]^2$$

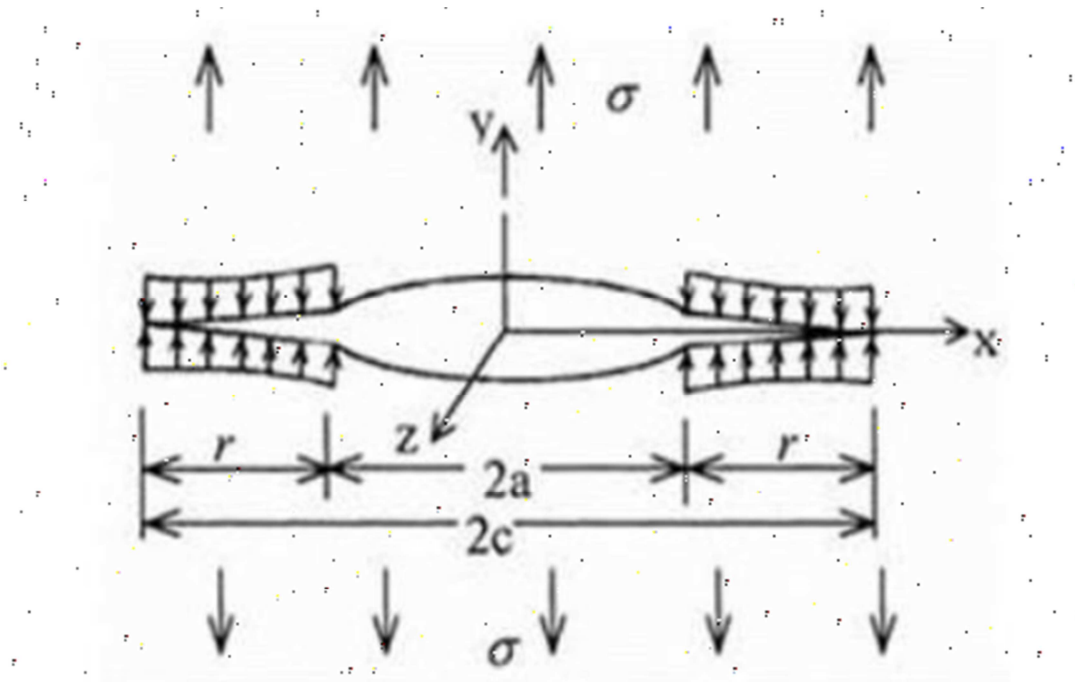


Figure I.1.6: Modèle de la zone plastique de Dugdale. [11]

#### I.4 Conclusion

Le comportement à la rupture d'une structure fissurée peut être décrit soit par l'approche globale basée sur un bilan énergétique soit par l'approche locale basée sur le champ de contraintes en pointe de fissure. Dans l'hypothèse du comportement élastique linéaire, les différentes expressions du taux de restitution d'énergie «  $G$  » permettent, d'une part, d'avoir des relations avec le facteur d'intensités de contrainte «  $K$  » et d'autre part, une caractérisation expérimentale simple. Si ces deux paramètres «  $K$  et  $G$  » sont essentiels pour la mécanique de la rupture, elles ne restent valables que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, la prise en compte du comportement réel des structures est nécessaire pour définir d'autres paramètres de rupture tenant compte de l'effet de la plasticité. Le concept de l'intégrale «  $J$  » a permis l'extension de la mécanique de la rupture au comportement élastoplastique des matériaux. Les caractéristiques attractives de l'intégrale «  $J$  » sont à l'origine du succès de ce paramètre. De nombreuses normes proposent des grandeurs caractérisant l'amorçage et la propagation stables de la fissure.

---

## *Chapitre 02*

---

### **Patch par collage et défaut de collage**

---

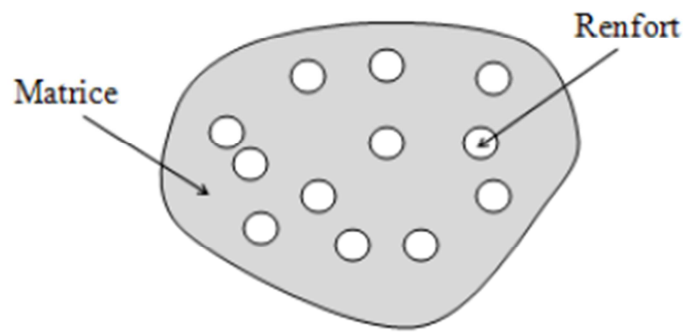
**II Introduction**

Les structures aéronautiques, aérospatial et les structures marines sont souvent exposées à des conditions d'exploitation extrêmes, surcharge, fatigue et d'autres raisons en service ou à cause des défauts internes. Ce type des structures peut subir des endommagements ou des microfissures locales. Ceci est particulièrement vrai lorsque la structure travaille en fatigue et sous des conditions environnementales complexes et sévères (cycles de température et de pression, humidité, milieu corrosif, etc.). Diverses méthodes de réparations, à de tels phénomènes d'endommagement, et la recherche de méthodes de renforcement de structures existent, dont la mise en place de patches boulonnés, rivetés ou collé. Contrairement au patch collé les autres techniques classiques donnent naissances à des concentrations de contraintes au niveau de la zone d'assemblage ce qui peut engendrer de nouveau une réduction des performances de la structure.

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

**II.1 Généralité sur les matériaux composites****II.1.1 définition**

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs, figure (1.1). On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface. Ces matériaux composites sont la plupart du temps hétérogènes et anisotropes [12].



**Figure II.1.1** : Matériau composite

Les constituants des matériaux composites sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle de supporter l'essentiel de l'effort mécanique appliqué au matériau composite.

Le rôle de la matrice (ou liant) est : lier les renforts entre eux et les protéger du milieu extérieur (corrosion par exemple) et répartir la charge mécanique appliquée.

#### **II.1.1.1. Renfort:**

Le renfort constitue le squelette ou l'armature du composite et a pour fonction de supporter l'essentiel de l'effort mécanique appliqué au matériau. Il se présente généralement sous forme fibreuse et se compose de plusieurs centaines, voire de plusieurs milliers de filaments de très petit diamètre (5 à 20  $\mu\text{m}$ ). Sa nature fibreuse permet d'obtenir un matériau anisotrope avec un renforcement dans des directions préférentielles [13].

L'incorporation d'une charge au sein d'une matrice permet d'agir sur plusieurs propriétés du matériau composite formés tel que: les propriétés physico-chimiques, les propriétés mécaniques et les propriétés électriques, ainsi que la facilité de mise en œuvre [14].

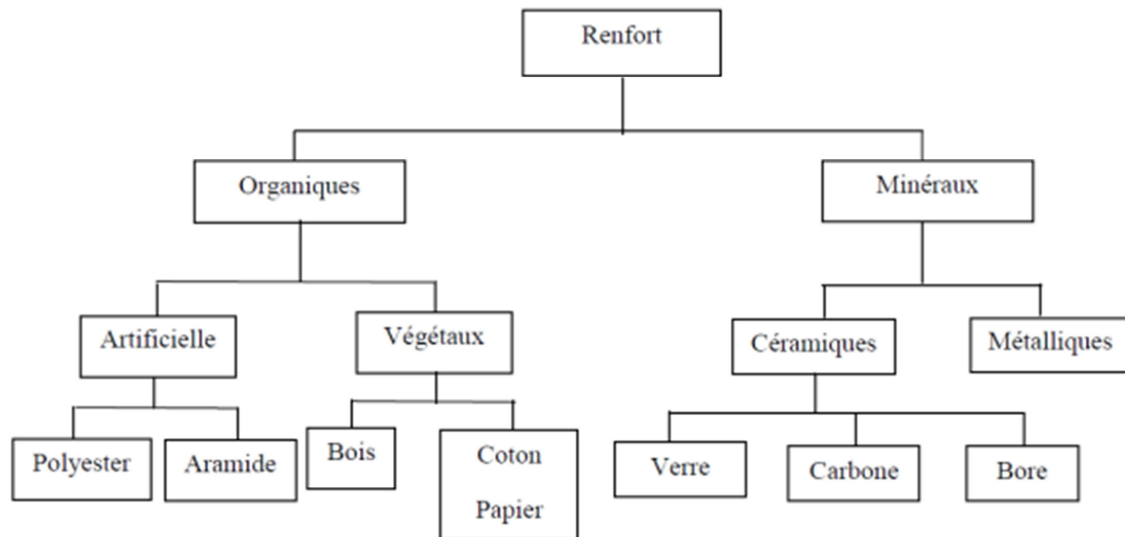


Figure II.1.2 : Différents types de renfort de base.

II.1.1.2 Matrice

Les matrices ont essentiellement pour rôle de transférer les contraintes apportées sur les matériaux aux fibres, de les protéger contre les agressions extérieures et donner la forme du matériau. Elles doivent être en outre assez déformable et présenter une certaine compatibilité avec le renfort. Ainsi, pour pouvoir apporter aux matériaux composites des propriétés mécaniques élevées, les résines doivent posséder des masses volumiques faibles [15-16].

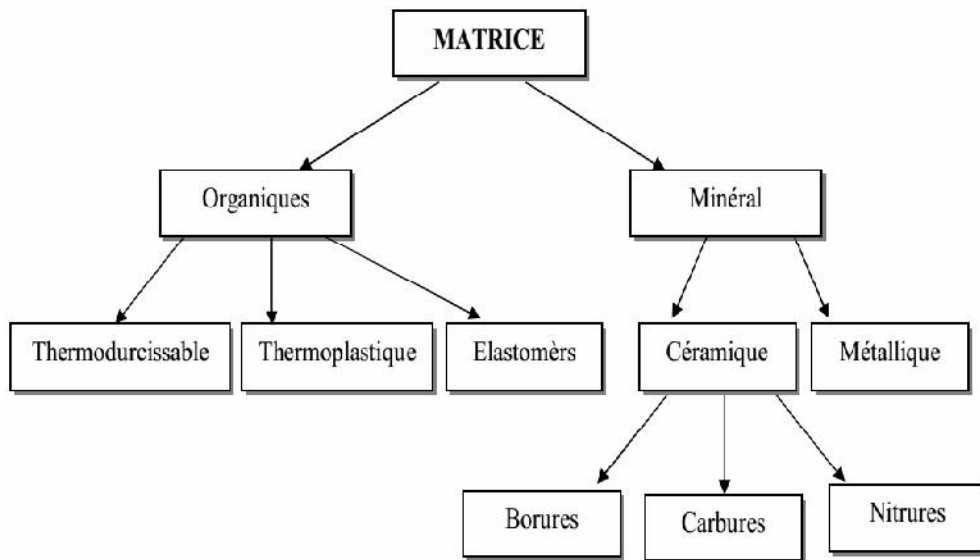


Figure II.1.3: Principaux matériaux utilisés comme des matrices[17].

## II.1.2 Classification des matériaux composite

### II.1.2.1 Classification suivant le type de matériau composite

Classification des matériaux composites Selon leur taux d'utilisation, les composites sont classés en deux grandes classes: les composites à grande diffusion et les composites hautes performances.

#### II.1.2.1.1 Les composites à grande diffusion

Ils occupent une portion de 95 % des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort est de 30 %. Dans 90 % des cas, l'anisotropie n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre. Dans ce cas le renfort et la matrice sont à des coûts voisins.[18].

#### II.1.2.1.2 Les composites hautes performances

Ils sont principalement utilisés dans l'aéronautique et sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux composites à grande diffusion. Des méthodes de calculs de structures et d'homogénéisations ont été développées pour les composites hautes performances. [18].

### II.1.2.2 Classification suivant la structure des matériaux composites

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types [19] :

#### II.1.2.2.1 Les monocouches

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes.[19].

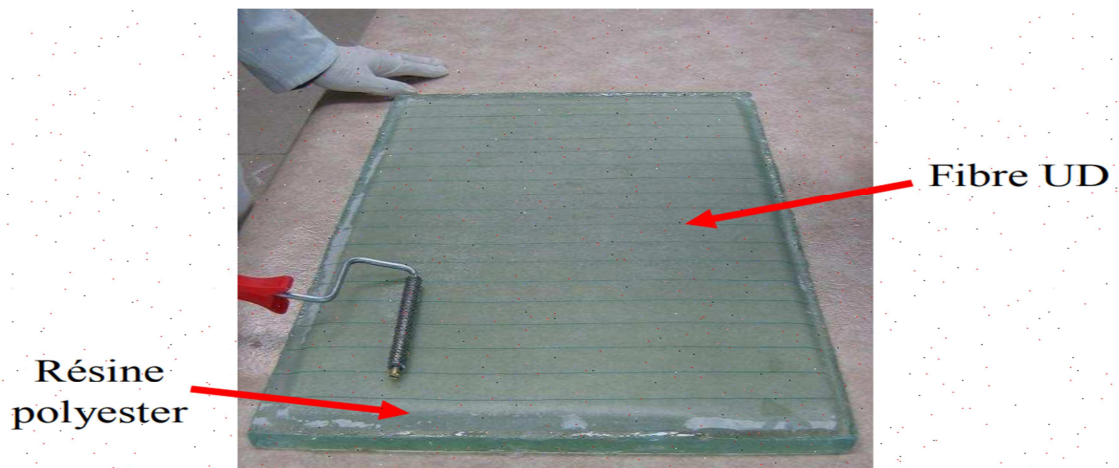
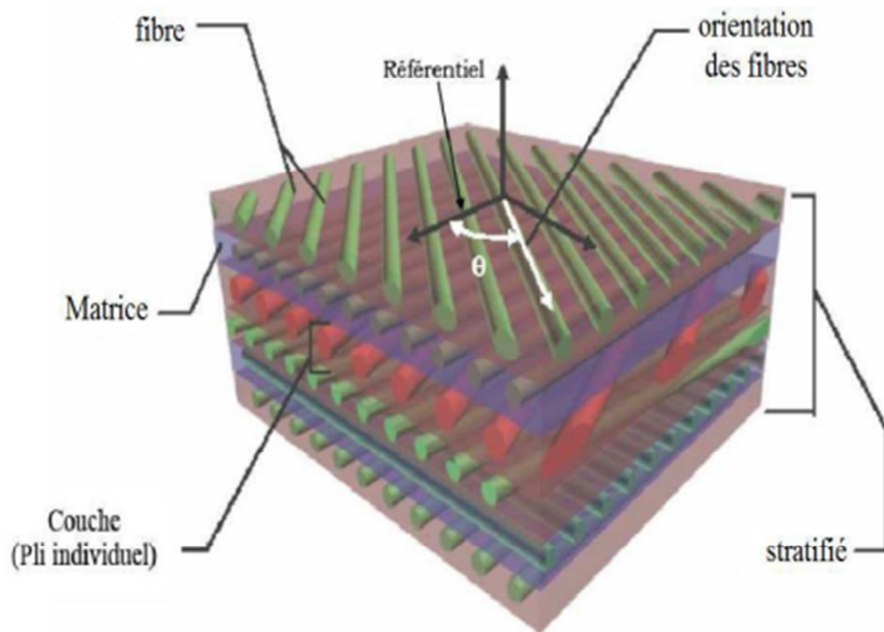


Figure II.1.4. Matériau composite UD .



### II.1.2.2.2 Les stratifiées

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié (Fig.II.1.5). Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques.[19]

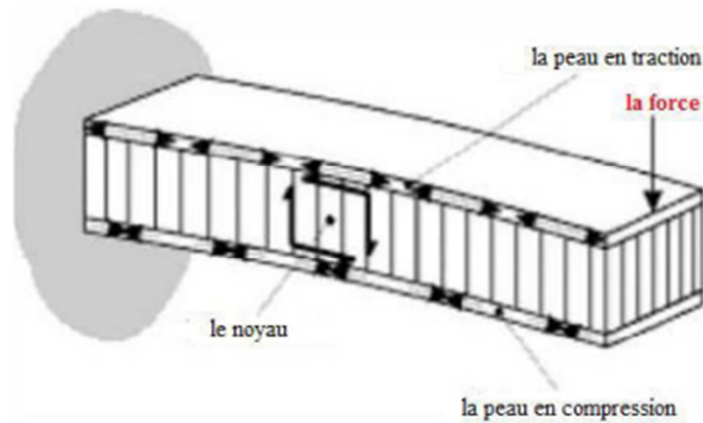


**Figure II.1.5** : Représentation schématique d'un composite stratifié.

### II.1.2.2.3 Les sandwiches

Les matériaux composites de types sandwichs sont principalement constitués de deux composants nommés : peau et noyau (Fig.II.1.6). Les propriétés de ce type de matériaux dépendent de celles du noyau et des peaux, de leurs épaisseurs et des caractéristiques de liaison entre elles, sont constituants par [19] :

- Le noyau : matériaux solide à faible densité, Matériaux à haute densité augmentés en forme cellulaire, Matériaux à haute densité augmentés sous la forme ondulée.
- La peau : Une large variété de matériaux est utilisée comme peau, par exemple : les feuilles de métaux comme l'aluminium, le titane,...etc.



**Figure II.1.6 :** Panneaux sandwich.

### II.1.2.3 Classification suivant la nature des constituants

Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites que l'on classe généralement en trois familles en fonction de la nature de la matrice.

#### II.1.2.3.1 Les composites à matrices organiques (CMO)

Qui constituent, de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle, avec :

- Des fibres minérales : verre, carbone, etc.
- Des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc.
- Des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

#### II.1.2.3.2 Les composites à matrices céramiques (CMC)

Réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme dans les domaines spatial, nucléaire et militaire, ainsi que le freinage, avec :

- Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC),
- Des fibres métalliques : bore,
- Des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

#### II.1.2.3.3 Les composites à matrices métalliques (CMM)

Les composites trouvent leurs principales applications dans le transport aérien, maritime, ferroviaire, le bâtiment, l'aérospatial ainsi que les sports et loisirs, notamment grâce à leur bonne tenue mécanique comparable aux matériaux homogènes, plus résistants que l'acier et plus légers que l'aluminium, avec :

- Des fibres métalliques : bore,
- Des particules métalliques : cermets,
- Des particules minérales : nitrures, carbures, etc.

### II.1.2.4 Classification suivant la forme des constituants

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres.

#### II.1.2.4.1 Composites à fibres

Un matériau composite est un composite à fibre si le renfort se trouve sous forme de fibre. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc.

L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotrope à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur la nature des constituants, la proportion des constituants et l'orientation des fibres suivant le cahier des charges imposées. L'importance des matériaux composites à fibres justifié une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. Notre travail pratique sera essentiellement consacré à l'étude de ce type de matériau.

#### II.1.2.4.2 Composites à particules

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres ne possède pas de dimensions privilégiées.

Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc.

Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charge pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques. Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Les cermets sont des exemples de composites métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à température élevées.

Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à haute température.

Egalement, des particules d'élastomères peuvent être incorporées dans des matrices polymères fragile, de manière à améliorer leurs propriétés à la rupture et au choc, par diminution de la sensibilité à la fissuration.

**II.1.3 Mécanismes d'endommagement**

L'identification des dommages par la microscopie a permis de développer l'analyse d'endommagement. La perte de rigidité du matériau endommagé permis de définir et de déterminer un seuil critique de déformation ou de contraintes qui amorce les mécanismes d'endommagement. Il a été montré que la température, la vitesse de sollicitation, les chocs, la nature chimique d'un environnement agressif, le chargement monotone ou cyclique influencent l'évolution de l'endommagement. La ténacité de la matrice et la qualité de l'interface influence la résistance aux dommages. Les mécanismes d'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en quatre principaux modes différents selon le site où ils opèrent :[20]

- Fissuration matricielle.
- Rupture de l'interface fibre- matrice et déchaussement de fibre, délaminage (décohésion étendue intra plis).
- Rupture des fibres.
- Délaminage inter plis.

**II.1.4 Avantages et Inconvénients des matériaux composites****II.1.4.1 Avantages des matériaux composites :**

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels.

Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels[18] :

- légèreté
- résistance mécanique et chimique
- maintenance réduite et liberté de formes
- tenue aux chocs et au feu
- isolation thermique et/ou phonique

**II.1.4.2 Inconvénients des matériaux composites**

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques
- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.

### II.1.5 Mise en œuvre des matériaux composites

Les méthodes de mise en œuvre spécifiques aux matières plastiques renforcées ont contribué à l'évolution des termes utilisés pour désigner ces matériaux depuis leur origine, c'est-à-dire depuis une cinquantaine d'années.

Des techniques originales ont été élaborées pour la mise en œuvre de composites à fibres longues. La description de ces méthodes spécifiques occupe évidemment une place importante dans les rubriques 'composites'.

Soit par polycondensation et réticulation (ou polymérisation) pour les matrices thermodurcissables, soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques. Il existe différentes techniques mais la plus utilisée est par moulage :

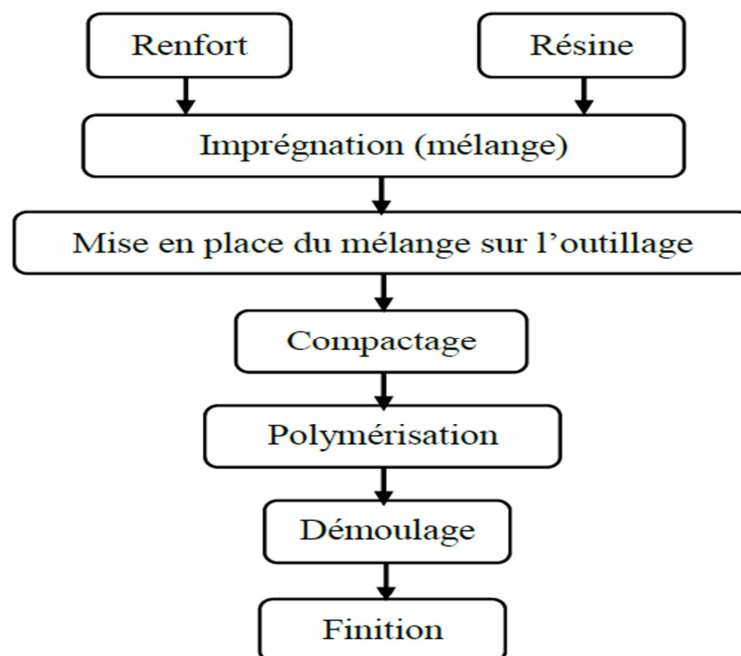


Figure II.1.7 : Différents étapes de formage par moulage d'un matériau composite.

### II.1.6 Domaines d'application des matériaux composites :

Le développement des composites modernes est dû essentiellement aux besoins de plus en plus poussés de l'industrie, surtout dans les secteurs [18] :

- Aérospatial
- Aéronautique
- Défense
- Sport
- Biomécanique.

## II.2. Le collage

### II. 2.1 définition

L'AFNOR donne les définitions suivantes [21] :

- Le collage est un assemblage d'objets au moyen d'un adhésif. C'est un procédé Physico-chimique.
- L'adhésif est une substance non métallique capable d'unir des matériaux par collage des surfaces (adhésion), la jonction ayant une résistance interne adéquate (cohésion).

Le collage consiste ainsi en l'adhésion de deux parties (adhérents ou substrats) par l'intermédiaire d'un troisième corps (adhésif), qui est le plus souvent un matériau polymère [22]. Cet adhésif est chargé d'assurer la transmission des efforts. Il est nécessaire d'obtenir un niveau d'adhésion satisfaisant entre adhérents et adhésif afin que l'assemblage soit performant et durable.

Le collage structural est une technique d'assemblage de plus en plus demandée aujourd'hui dans beaucoup de domaines comme l'automobile, l'aéronautique, l'aérospatial, l'industrie navale et ferroviaire. Il permet d'assembler deux matériaux semblables ou différents à l'aide d'un adhésif. C'est au cours de la seconde guerre mondiale que le collage a pris un essor considérable avec la découverte des adhésifs époxydes et les résines synthétiques. Les constructeurs d'avions civils et militaires comme Boeing et Dassault ont commencé à utiliser le collage pour des pièces métalliques comme les raidisseurs, les volets, les renforts de carlingues et les pales d'hélicoptères et ce depuis les années soixante [23,24]. Dès lors, le collage n'a pas arrêté de se développer et avec l'arrivée des matériaux composites, le collage a connu encore une forte utilisation avec l'apparition de nouveaux adhésifs thermostables, résistants à la température et qui répondent aux exigences très sévères de l'industrie aéronautique et aérospatiale.

### II.2.2 Mécanisme du collage

L'expérience de la Royal Australian Air Force (RAAF) dans le renforcement de structures aéronautiques par patchs collés a montré que 53% des défaillances significatives étaient associées à des défaillances liées au joint de colle. L'utilisation d'adhésifs structuraux implique donc une bonne compréhension des mécanismes qui sont à l'origine du phénomène d'adhésion et de cohésion [25]:

- L'adhésion est la force s'exerçant à la surface des matériaux en contact (entre les molécules ou les atomes de l'adhésif et des substrats). Cette adhésion est due en partie aux forces de Van der Waals [25].

- L'adhérence est la mesure de l'énergie nécessaire pour rompre les forces d'adhésion.
- La cohésion est la force exercée par les liaisons entre les molécules ou atomes à l'intérieur d'un même matériau (adhésif ou substrat). Dans la littérature, le mécanisme de collage se résume par trois étapes principales [25].

### II.2.3 Etape de collage

#### II.2.3.1 Préparation de surface

Les surfaces sont préparées pour optimiser l'adhésion [26-27]. Les méthodes industrielles de préparation de surface peuvent être mécaniques (sablage, abrasion, ultrason), chimique (nettoyage aux solvants, nettoyage alcalin, décapages chimiques primaires) ou physico-chimique (flamage, traitement corona, traitement plasma, exposition aux ultraviolets) [28].

Les traitements de surfaces agissent sur les points suivants :

- Elimination des contaminants à la surface du substrat.
- Elimination des couches d'oxydes métalliques fragilisées et reformation d'autres plus actives et plus solides [29-30]
- Augmentation de la surface de contact moléculaire entre substrat et adhésif,
- Activation de la surface des substrats à faible mouillabilité [31] Le choix du traitement de surface dépend du substrat, de l'adhésif et des propriétés souhaitées.

#### II.2.3.2 Le mouillage

La formation de liaisons implique que l'adhésif et le substrat soient en contact sur des distances d'interactions très faibles. En présence d'air, si l'on dépose une goutte de liquide à la surface d'un solide ; celle-ci va perturber la surface d'une quantité inconnue et l'on remarque que soit le liquide s'étale, on dit qu'il « mouille » la surface, soit il forme une goutte faisant un angle de contact  $\theta$  avec la surface du solide.

La première condition du collage est l'étalement le plus parfait de l'adhésif sur le substrat. Cet étalement est sous la dépendance de trois énergies interfaciales :

-l'énergie de surface du substrat en saturation de gaz de liquide :  $\gamma_{SG}$ ,

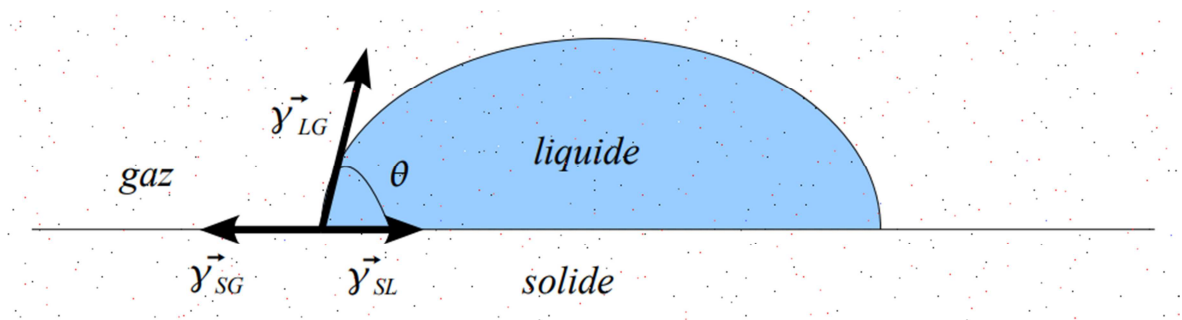
-l'énergie de surface ou tension superficielle du liquide :  $\gamma_{LG}$ ,

-l'énergie interfaciale solide-adhésif qui correspond aux liaisons qu'ils échangent :  $\gamma_{SL}$ .

A l'équilibre, la valeur de l'angle de contact  $\theta$  est reliée à ces trois énergies par l'équation de Young (YOUNG ; 1805) (figureII.2.1) :

$$\gamma_{LG} \cdot \cos \theta = \gamma_{SG} - \gamma_{SL}$$

Cette aptitude que présente une goutte d'adhésif à s'étaler plus ou moins intimement sur le substrat, est évaluée par des études de mouillabilité. L'expérimentation consiste à déposer sur un substrat, des gouttes de liquide de référence, dont la tension superficielle,  $\gamma_L$ , est connue et à mesurer les angles de contact qu'elles forment sur celui-ci. Si l'on sait calculer l'énergie interfaciale ( $\gamma_{SL}$ ), il sera alors possible de déduire l'énergie de surface du substrat ( $\gamma_S$ ) de la mesure de l'angle de contact ( $\theta$ ).



$$\cos\theta = \frac{\gamma_{SG} - \gamma_{SL}}{\gamma_{LG}}$$

**FigureII.2.1** :Un liquide forme une goutte faisant un angle de contact  $\theta$  avec la surface du solide(COGNARD ; 2000)[32].

La rugosité de la surface influence également le mouillage d'une manière favorable lorsque  $\theta$  est inférieur à  $90^\circ$  et d'une manière défavorable lorsque  $\theta$  est supérieur à  $90^\circ$ . L'amélioration de l'étalement sur une surface lisse est proportionnelle à un indice de rugosité, qui correspond à l'augmentation de l'aire réelle de contact que procure la topographie rugueuse (WENZEL ; 1936)[33].

La forte rugosité de surface s'avère donc favorable à l'adhésion : les techniques opératoires devront donc la rechercher et l'optimiser.

### II.2.3.3 Durcissement

C'est la phase de durcissement ou de réticulation pour les thermodurcissables. Pendant cette étape, les forces de cohésion apparaissent pour rendre l'assemblage solide. Le durcissement est obtenu par voie physique (évaporation d'un solvant, pression, fusion, refroidissement) ou par voie chimique (mélange de plusieurs composants, apport de chaleur, action de l'humidité, absence d'air, activation par rayonnement UV). Un durcissement par traitement thermique plus long mais moins élevé en température génère



moins de contraintes résiduelles dans l'époxy qu'un traitement élevé en température et court. Lors de la cuisson de certaines colles, il est nécessaire d'exercer une pression pour éviter que la vapeur dégagée par l'adhésif ne repousse les adhérents.[25].

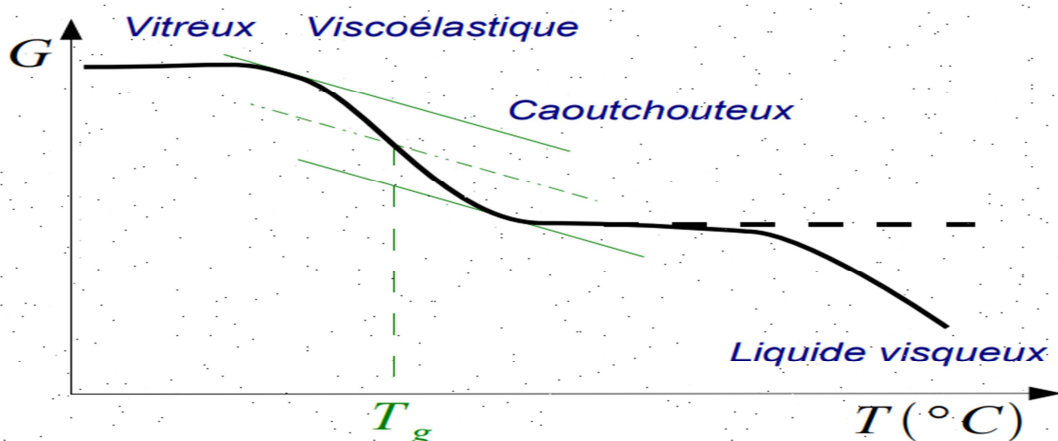
## II.2.4 Généralité sur le comportement de la colle

### II.2.4.1 Les polymères

Les polymères sont de longs enchaînements de molécules liées entre elles, les monomères. Il y a trois grandes classes de polymères : les thermoplastiques, les thermodurcissables et les élastomères. Le tableau II.2.1 synthétise les principales propriétés de ces polymères. A température ambiante, les thermodurcissables et les thermoplastiques ont un comportement vitreux. Sous l'effet d'une élévation de température, ils deviennent caoutchouteux. La phase de transition entre ces deux états est caractérisée par la température de transition vitreuse, notée  $T_g$ , illustrée sur la figure (II.2.2) Cette température est de l'ordre de grandeur de la température de polymérisation [32].

Classes de polymère	Souplesse	Résistance mécanique	Résistance thermique	Résistance aux agents chimiques
Thermodurcissables	Mauvaise	Bonne	Bonne	Bonne
Thermoplastiques	Moyenne	Médiocre	Médiocre	Bonne
Elastomères	Très bonne	Mauvaise	Variable	Médiocre

Tab.II.2.1 Propriétés des polymères [34].



**Figure II.2.2** Les différents états d'un polymère caractérisés par leur module de cisaillement en fonction de la température. Les polymères réticulés ne deviennent pas liquides et restent caoutchouteux jusqu'à décomposition (droite en pointillés) [32].

Le niveau du plateau caoutchoutique baisse avec l'augmentation du caractère amorphe du polymère.

#### II.2.4.2 Les colles époxydes

Les colles structurales sont caractérisées par leurs propriétés mécaniques, par leur résistance aussi bien aux hautes températures qu'aux basses températures, ainsi qu'aux agents chimiques. Elles sont souvent à base de résines thermodurcissables [34] et se caractérisent par un haut module et une haute résistance, pouvant ainsi transmettre des efforts sans affecter leur intégrité physique. En particulier, les colles époxydes sont devenues un élément essentiel pour l'assemblage de structures, en partie grâce à leur haut rapport résistance/poids mais aussi pour leurs excellentes propriétés adhésives et leur stabilité lors des variations de température [35]. Les colles époxydes sont commercialisées sous deux formes principales [34] :

- colles à un composant (durcisseur et base dans le même composant). Elles polymérisent à chaud à partir de 120 °C.
- colles bi-composants (durcisseur et base livrés séparément). Elles peuvent polymériser à froid à partir de 5 °C.

Les colles époxydes à un composant offrent une meilleure résistance mécanique et une meilleure résistance à la fatigue. La résistance mécanique n'est généralement pas affectée par des températures inférieures à 80 °C. Il existe cependant des colles époxydes permettant des températures en service de 150 °C. Les propriétés de ces colles peuvent être modifiées par adjonction d'autres résines ou de caoutchouc : nylon, polyamide, polysulfure, silicone, etc. Les propriétés mécaniques des colles époxydes sont résumées dans le tableau (II.2.2)

La résistance au cisaillement de la colle est un paramètre important pour la transmission d'efforts dans un joint collé. Il faut cependant distinguer la résistance de la colle et celle du joint collé. En effet, au niveau de la zone de transition entre la colle et chacun des substrats se créent des interactions et des liaisons chimiques. Cette zone, appelée interphase, a une composition différente de celle de la colle ou du substrat [36] et conditionne le comportement du joint collé, en particulier sa résistance [32].

Propriété	Min-Max	Moyenne	Echantillons
Module d'Young	1.00 – 6.55 GPa	4.75 GPa	23
Résistance au cisaillement	2.24 – 41.4 MPa	16.7 MPa	121
Résistance à la traction	13.8 – 69.6 MPa	36.0 MPa	61
Résistance à la compression	16.0 – 159 MPa	79.3 MPa	38
Résistance au pelage	0.175 – 12.3 kNm <sup>-1</sup>	4.11 kNm <sup>-1</sup>	12
Déformation à rupture	1.20 – 20%	3.93%	43
Dilatation thermique	4.50 – 150 10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup>	51.8 10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup>	77

**Tab II.2.2** Propriétés mécaniques des colles époxydes [68]. La dernière colonne précise le nombre d'échantillons utilisés pour déterminer les valeurs minimales, maximales et moyennes

### II.2.4.3 La Redux 312

La Redux 312 est une colle thermodurcissable utilisée pour assembler des métaux et des matériaux composites. Elle présente de bonnes propriétés mécaniques jusqu'à 100 °C [37]. La procédure de mise en œuvre est montrée sur la figure (II.2.3) L'assemblage est chauffé à 120 °C pendant une heure sous une pression de 0.3 MPa. Les vitesses d'augmentation et de diminution de la température sont contrôlées et fixées entre 2 °C/min et 4 °C/min.

Le tableau II.2.3 présente les propriétés de la Redux 312 L obtenues auprès du fournisseur Hexcel. Peu d'informations sont disponibles sur l'évolution de sa rigidité en fonction du temps ou de la température.

Propriété	Température du test	Valeur
Résistance au cisaillement	22 °C	42 MPa
	70 °C	38 MPa
	80 °C	35 MPa
	100 °C	17 MPa
Résistance à la traction	22 °C	7.0 MPa

**Tab II.2.3** Propriétés mécaniques de la Redux 312 [37].

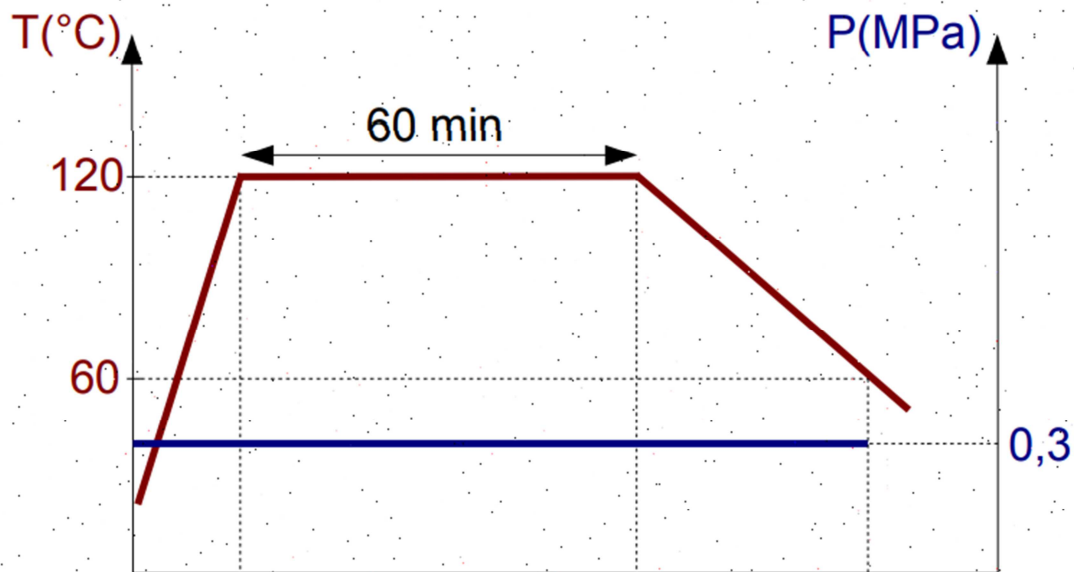


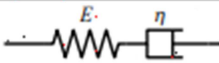
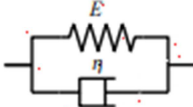
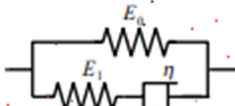
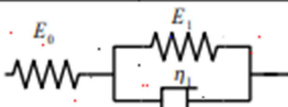
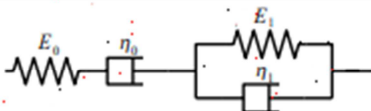

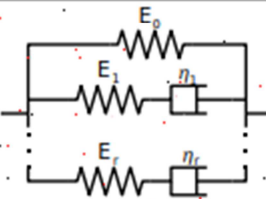


Figure II.2.3 Cycle de mise en oeuvre de la Redux 312 L.

#### II.2.4.4 Caractérisation et modélisation du comportement des colles époxydes

Des études ont mis en évidence le comportement viscoélastique d'une colle époxyde, la FM 73 [38, 39]. Ce comportement viscoélastique dépend en outre de la température à laquelle la sollicitation est appliquée [40]. En effet la rigidité de la colle chute lorsque la température augmente. De nombreux modèles rhéologiques permettent alors de modéliser quantitativement le comportement viscoélastique linéaire observé. Ils sont obtenus en combinant des éléments ressorts et amortisseurs de différentes manières. Quelques modèles courants sont présentés dans le tableau (II.2.4) Une description quantitative des phénomènes viscoélastiques observés sur des matériaux polymères obéissant au principe de superposition de Boltzmann [41, 42] peut donc être obtenue en combinant judicieusement ces éléments, par exemple en considérant un nombre approprié de branches en parallèle pour le modèle de Maxwell généralisé ou d'éléments en série pour le modèle de Kelvin généralisé. Cependant, des travaux sur le comportement de colles époxydes révèlent une non linéarité des paramètres rhéologiques mesurés en fonction du niveau de chargement appliqué [43, 44]. Le principe de superposition de Boltzmann ne s'applique alors plus au-delà d'un certain niveau de chargement. Cette effet est particulièrement visible lorsque le matériau est soumis à des chargements cycliques [39, 45]. Une recherche bibliographique sur le sujet révèle qu'il existe un réel manque de méthodes de calcul fiables reconnues et acceptées permettant de mener des analyses intégrant l'influence du temps, mais aussi de la température, du niveau de chargement, de

l'humidité, du vieillissement. . . sur les déformations de ces matériaux. La diversité des colles disponibles sur le marché et leurs conditions d'utilisation spécifiques expliquent pourquoi une telle méthode n'a pas encore été formulée [46]. Des modèles partiels existent toutefois pour des conditions spécifiques d'utilisation et sous certaines hypothèses. En particulier, le comportement thermo-viscoélastique de la colle Redux 312 est très peu documenté.

Dénomination	Schématisation
Hooke	
Newton	
Maxwell	
Kelvin	
Zener	
Poynting-Thomson	
Bürgers	
Kelvin généralisé	
Maxwell généralisé	

Tab. II.2.4 Les modèles rhéologiques courants.

### II.3 Réparation par patch composite collé

#### II.3.1 Patch composite :

Les patches composites sont le plus souvent utilisés en réparation et commencent à voir des applications dans le domaine du renforcement. Ils sont généralement collés dans les zones soumises à de fortes concentrations de contrainte. Ils permettent alors soit de ponter les fissures qui apparaissent sur les plaques ou les coques métalliques peu épaisses telles que le fuselage des avions dans le cas de la réparation, soit de retarder l'apparition des fissures dans le cas du renforcement préventif. Les patches composites sont largement utilisés pour réparer les structures métalliques endommagées par fatigue. Ces patches permettent de retarder la propagation des fissures et par conséquent d'augmenter la durée de vie des structures ainsi réparées.

Les deux types de renforts généralement utilisés dans l'aéronautique sont des composites de type carbone/époxyde [47] ou bore/époxyde [48,49]. La RAAF a utilisé ce dernier type de renfort dans les années 80 [50]. Les avantages de ces deux types de renforts pour les patches en comparaison avec les alliages métalliques incluent [51] : - Rigidité élevée permettant l'utilisation de patch de faible épaisseur (important pour des réparations externes) et permettant d'appliquer le renfort dans les directions désirées ; - Déformation élevée à la rupture et durabilité sous des chargements cycliques permettant de réduire le risque de décollement du patch. - faibles densités. - Excellente malléabilité (formabilité) permettant une fabrication moins coûteuse des patches de formes complexes. - Absence de traitement de surface pour les patches à base de matériaux composites. Dans la plupart des réparations, l'utilisation de patch unidirectionnel est optimale puisque ceci fournit l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction de chargement, et minimise la rigidité inutile dans d'autres directions. Cependant, dans certains cas sous chargement biaxial élevé et d'un changement de l'orientation probable de la fissure, il est indispensable de fournir le renfort transversal et/ou de cisaillement. Ceci peut être réalisé en employant un stratifié avec un nombre approprié de plis de  $\pm 450$  et de  $900$ . Le principal inconvénient de ce matériau provient de son coefficient de dilatation très faible suivant la direction des fibres, de l'ordre de  $0.02 \cdot 10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$ , ce qui peut provoquer des contraintes d'origine thermique assez importantes. Une étude comparative entre les fibres de bore et le glare à monté l'efficacité du glare [52]. Ce dernier est un matériau composite composé de fines couches d'aluminium et de fibres de verre qui a l'avantage d'avoir sensiblement le même coefficient de dilatation que l'aluminium. Il a cependant aussi une rigidité très inférieure aux deux autres types de composites carbone/époxyde et bore/époxyde [53]. Le renforcement et la

réparation des structures métalliques par patch à base de composite peuvent être considérés comme une méthode rentable et souple. Les renforts ou les patchs sont idéalement mis en application in situ, évitant ainsi de recourir au démontage coûteux des structures d'avions. L'Aeronautical and Marine Research Laboratory (AMRL) a utilisée avec succès des renforts en fibres de bore afin de parer des problèmes de corrosion et de fatigue. Le tableau II.3.1 résume les principaux travaux effectués [48,49].

Avion	Type de dommage	Commentaires
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis
Nomad	Corrosion	Plus de 105 000 heures de vols simulés
F 111	Corrosion	En service depuis 1980

**Tab II.3.1:** Exemples de réparations par patchs composites.

Les patchs composites sont utilisés couramment non seulement dans le domaine aéronautique mais aussi dans les domaines navals, véhicule de sport, bicycle, ski, etc. Donc toutes les applications posent peut-être un besoin de réparation. GrabovacWhittaker [54] ont conclu concrètement des applications de patchs composites pour la réparation des grands bateaux métalliques (Figure II.3.1) en profitant une expérience pratique de 15 ans . Grâce à leurs travaux dans l'équipe Honda Racing F1, Savage et Oxley [55] ont exprimé leurs moyens de réparations pour des structures composites : insertion, injection de résine, patchs composites (Figure II.3.2) (Figure II.3.3), etc. Ils ont donné pas mal de conseils sur la conception de réparation et les considérations pratiques. En outre, des patchs composites sont appliqués également dans l'ingénierie civile. Yao et al ont fait une étude expérimentale pour vérifier la performance de collage entre patchs composites et bétons (simple recouvrement et double recouvrement) sous la traction [56].



**Figure II.3.1. :** Réparation des bordages en aluminium par patchs composites.



**Figure II.3.2:** Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites.



**Figure II.3.3** Réparation d'un pipe avec patch en composite.

### **II.3.2 Collage du patch en composite :**

La réparation des structures peut être considérée comme étant un problème d'assemblage. Les méthodes classiques utilisées pour l'assemblage des structures mécaniques sont classées en deux catégories : mécanique (boulonnage, rivetage...) et physico-chimique (soudage, collage...). Le perçage d'un trou dans les pièces à assembler, crée non seulement de nouveaux bords libres, mais aussi une zone beaucoup plus faible



mécaniquement du fait des concentrations de contraintes. En plus dans un joint boulonné ou riveté, les charges sont transmises par le contact entre les boulons/rivets et les pièces à assembler. Ces interfaces se révèlent plus endommagée dès que la charge transmise devient importante. Par conséquent, bien que l'assemblage mécanique classique soit facile à réaliser, il n'est pas souhaitable si l'on cherche à optimiser la performance de l'assemblage. Actuellement, le collage devient une solution de plus en plus prisee pour l'assemblage des structures.

La littérature fait le point sur les avantages et inconvénients du collage par rapport à d'autres méthodes d'assemblage comme le rivetage ou la soudure [48]. La figure ( II.3.4)présente deux types de patchs, l'un riveté, l'autre collée. La figure(II.3.5 )montre une réparation sur un panneau de fuselage qui contenait une fissure. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

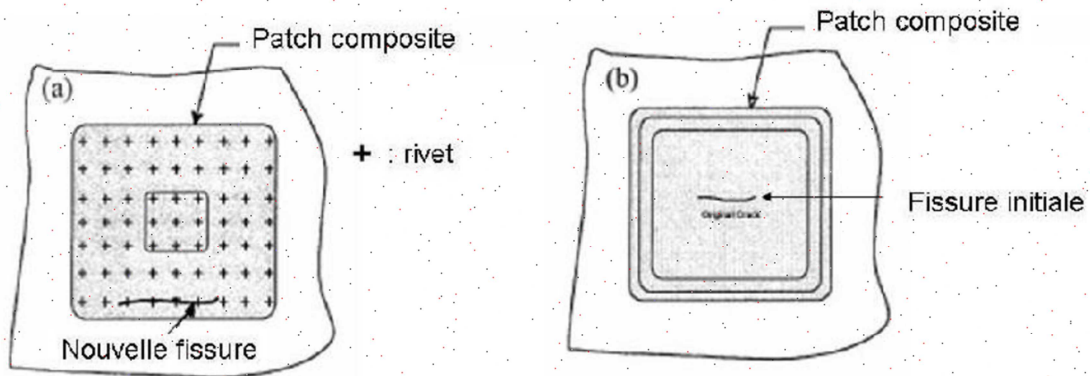


Figure II.3.4: Exemples de patchs rivetés et collés.

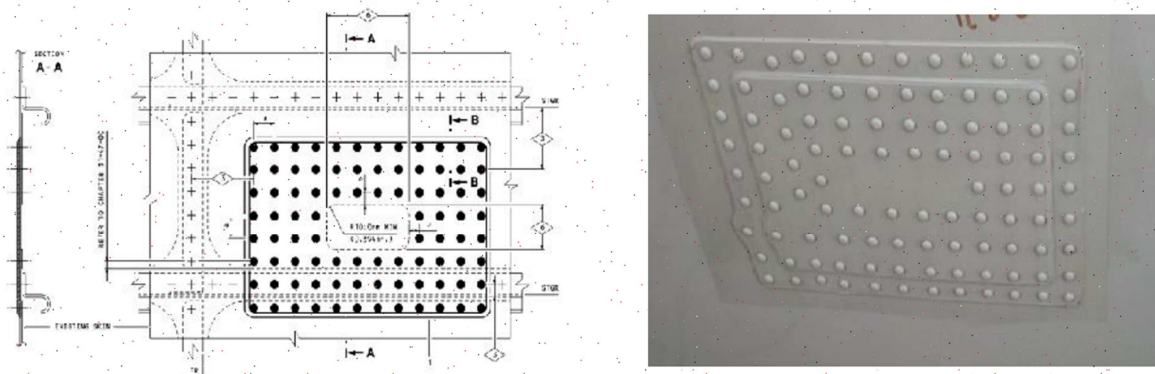


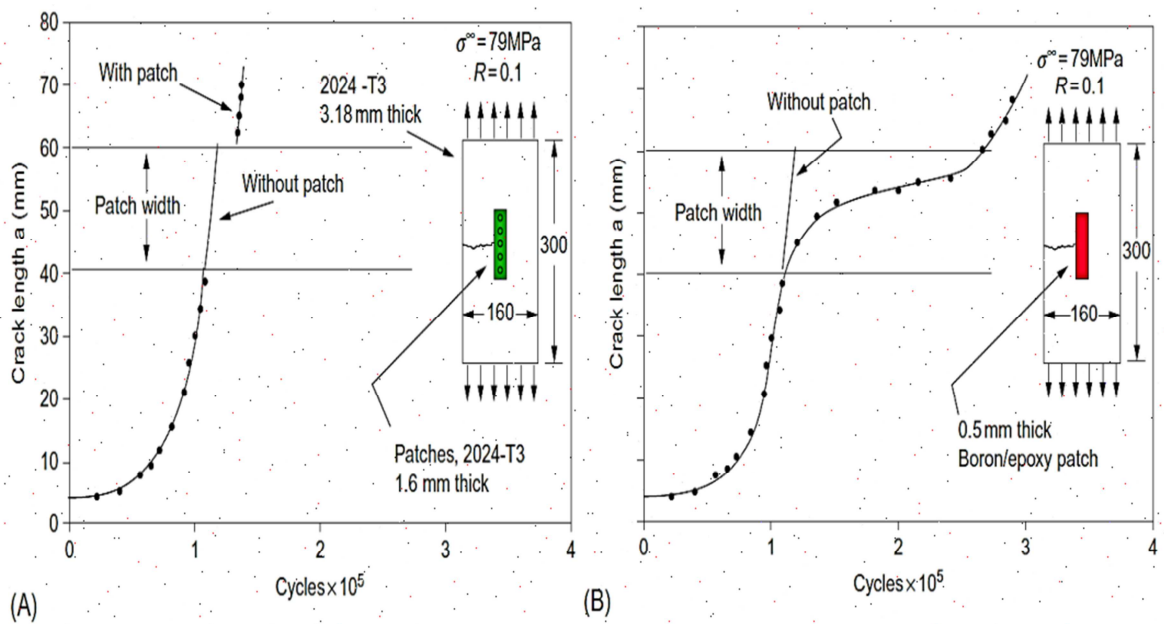
Figure II.3.5: Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing.

### II.3.3 Avantages de réparation par patch collé :

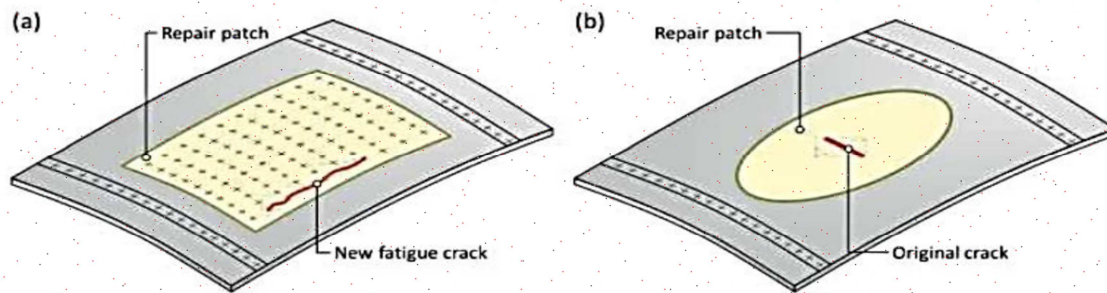
Certains des avantages de la réparation des composites qui ont été expérimentés dans la réparation d'avions, la production de pétrole en mer et d'autres applications navales sont :

- pas de trous de rivets provoquant de nouvelles concentrations de contrainte, rapport de rigidité / poids et résistance / poids élevés .
- patch peut être formé à des formes complexes .
- les matériaux composites résistent à la fatigue et à la corrosion .
- les réparations composites sont plus rapides que les réparations mécaniques .
- aucune exigence pour le travail à chaud .
- réparation sur place .
- pas des dommages causés par les réparations par soudage .
- démontage facile du patch en cas d'échec.
- le collage permet de s'assurer de l'étanchéité de la liaison.

Un résumé des avantages des réparations collées par rapport aux réparations mécaniques présentées en figure (II.3.7)



**Figure II.3.6.** Comparaison entre les réparations mécaniques [20] (A) et les réparations collées (B).



- Concentrations des contraintes au niveau des trous de fixation .
- Détection difficile des fissures sous patch .
- Croissance rapide de la fissure à la sortie de patch .
- Risque de corrosion sous patch.

- Minimisation de la concentration de contraintes
- Absence de dommage de la structure ou les composants masqués
- Ralentir la croissance de la fissure même à la sortie de patch
- Augmentation d'efficacité de renfort, peut réparer les fissures
- Détection de la propagation des fissures sous patch
- Élimination des problèmes de corrosion, l'interface étanche

**Figure II.3.7.** Avantages des réparations collées par rapport aux réparations mécaniques

(A) Réparations mécaniques (B) réparations collées [20].

### II.3.4 Quelques limitations de la méthode de collage existent toutefois

- à l'exception de quelques céramiques, les colles ont des domaines d'utilisation compris entre  $-110\text{ }^{\circ}\text{C}$  et  $+250\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- le collage nécessite une préparation de surface méticuleuse pour obtenir de bons résultats.
- le démontage ou le recyclage de composants collés peut s'avérer difficile ;
- certains traitements de surface nécessitent l'utilisation de produits allergisants;
- Difficulté à contrôler précisément l'épaisseur et la qualité du joint;
- Mauvaise résistance au pelage. Nécessité de travailler en cisaillement;
- Sensibilité à l'humidité et à la température. Durabilité limitée du joint collé;
- Dégradation importante sous l'action de certains solvants ou agents d'oxydation.

### II.3.5 Processus de réparation par collage :

Afin de réparer les structures endommagées, l'opération suit trois phases [12] :

- Évaluation des dommages structurels .
- Conception de l'opération de réparation.
- Installation et inspection des réparations.

#### II.3.5.1 Évaluation des endommagements :

L'évaluation de la structure défectueuse est requise avant la conception de la réparation. La faille peut soit en vertu de la conception ou des dommages réels, telles que

les fissures ou la corrosion. Une telle évaluation prend en compte non seulement les détails de conception structurelle, mais aussi une compréhension des milieux naturels dans lesquels la structure est soumise au cours de sa vie et de la cause de l'endommagement.

Une réparation doit satisfaire à toutes les conditions prévues que la structure d'origine doit satisfaire. Ces conditions incluent, la charge ultime, la durabilité, la tolérance aux endommagement, l'environnement, et la fonction aérodynamique. Lors de l'évaluation de l'endommagement de la structure, qui est le point de départ de la conception d'une réparation, la liste présente contient des informations qui peuvent être nécessaires pour concevoir une réparation adéquate : Type de matériau, Géométrie de la structure en cours de réparation, Des structures additionnelles -Les exigences d'inflammabilité, Poids et équilibre, Contraintes thermodynamiques, Environnement.

### **II.3.5.2 Conception d'une réparation :**

La conception d'une réparation doit vérifier sa résistance statique, sa durabilité et sa fonction pour que l'ensemble (structure-patch-colle) réponde au bon fonctionnement en fonction des substructures existantes. La conception initiale du patch doit être conforme à la géométrie de la structure à réparer, et ne doit pas couvrir des fixations existantes qui nécessitent l'ablation à l'avenir. Une bonne conception d'une opération de réparation doit satisfaire les points suivants :

La géométrie du patch (taille et forme), Le choix du matériel du patch, Le choix du type de réparation, Pré-installation.

### **II.3.5.3 Installation de la réparation :**

Des considérations primaires doivent être prises pour l'installation d'une opération de réparation qui sont : La préparation de surface, Le chauffage, Les méthodes de pressurisation, Le processus d'inspections, La préparation de la surface est nécessaire pour une compatibilité du patch et la structure à réparer, et une bonne adhérence du patch afin d'améliorer la résistance et la durabilité. L'opération repose sur deux techniques qui sont les plus efficaces : une anodisation à l'acide phosphorique (AAP), et le sablage du silane (GBS). En premier temps les contaminants de surface (peinture, mastics, etc.) sont enlevés par l'usage abrasif et des produits de nettoyage. Puis on procède à une électro-modification chimique induite par l'effet d'anodisation, ensuite on passe au sablage qui implique un léger décapage pour l'oxyde d'aluminium, et l'application d'un agent de couplage liant à la fois la structure et l'adhésif. La pression appliquée pendant le séchage, réduit les espaces vides dans la ligne d'adhérence et assure le contact entre le patch, l'adhésif, et la structure.

La technique la plus courante de pressurisation est le sac d'aspirateur. Les patches sont collés sur les structures habituellement à une température précise.

### **II.3.6 Paramètres influents les performances de réparation par patch collé :**

Le but ultime d'une réparation est de ramener le panneau à son état d'origine, capable de supporter la charge prévue. Les panneaux réparés doivent non seulement respecter les exigences précédentes en matière de résistance statique, mais également les recommandations en matière de résistance à la fatigue. Par conséquent, la réparation doit être effectuée correctement sans aucune dégradation supplémentaire de la structure parente. La méthodologie de réparation devrait pouvoir arrêter ou retarder considérablement la croissance future des fissures, tout en maintenant la résistance requise. Dans la réparation de patches collés, de nombreux paramètres influencent ses performances. Ils sont généralement classés en tant que paramètres de patch et d'adhésif.

#### **II.3.6.1 Traitement de surface :**

La préparation de la surface est également l'un des facteurs importants qui influent sur la durabilité de la réparation. La résistance de la liaison adhésive est l'aspect le plus critique de la technologie de réparation collée. La durabilité des composants réparés est en grande partie déterminée par le prétraitement (préparation de la surface) de la surface métallique. Les considérations principales de ces prétraitements sont la simplicité et la sécurité. Différents procédés de préparation de surface sont mentionnés en fonction du matériau du panneau [20]. Les différents procédés de préparation de surface préférés pour le panneau en alliage d'aluminium sont la Gravure FPL (gravure Sulfo-Chrom), l'anodisation à l'acide phosphorique, Gravure P2 (gravure sulfo-ferrique) et la méthode à l'anodisation à l'acide chromique [57].

#### **II.3.6.2 Epaisseur et type d'adhésive :**

En réparation collée, la charge appliquée est transférée à la pièce à travers l'adhésif, la couche adhésive est le maillon le plus faible, c'est pourquoi le choix du matériau adhésif est très important. On constate que de bonnes liaisons adhésives ne peuvent être formées que dans une gamme d'épaisseur réduite [20]. Comme l'épaisseur de l'adhésif est plus importante, elle a tendance à agir comme poreuse et faible, là où les liaisons adhésives minces sont trop rigides. L'épaisseur de la couche d'adhésive est donc également un problème important lors de la conception d'une réparation efficace. La littérature montre qu'une couche adhésive mince donne de meilleurs résultats que la plus épaisse. L'autre facteur important du processus de conception de la réparation est la sélection du matériau adhésif. Les époxydes et les acryliques modifiés sont deux types d'adhésifs couramment

utilisés pour les réparations collées. Les adhésifs à film époxy modifié, tels que le FM-73, sont couramment utilisés dans la réparation des panneaux d'avions [58]. La taille du patch est importante pour l'efficacité de l'adhésif car il faut suffisamment de surface ou longueur de chevauchement pour minimiser les contraintes de cisaillement dans l'adhésif. Une longueur de patch de l'ordre de 80 à 100 fois l'épaisseur doit être utilisée [59]. Une couche adhésive plus fine minimisait à la fois le facteur d'intensité de contrainte et le déplacement de l'ouverture de la fissure, quelles que soient la longueur de la fissure et l'épaisseur du patch [60].

### II.3.6.3 Matériau de patch :

La sélection du matériau de patch est également l'un des paramètres importants influant sur les performances de la réparation. Pour améliorer la résistance statique ainsi que la résistance à la fatigue de la réparation, le matériau de patch choisi pour la réparation doit avoir une résistance statique supérieure ou égale à celle du matériau de base. Il existe différents types de matériaux composites tels que Boron /époxy, Graphite/époxy, Verre/époxy et Carbone/époxy sont utilisés comme matériaux de patch par divers chercheurs. En raison de la moindre disponibilité et du coût élevé du composite Boron/époxy, le Carbone/époxy est utilisé comme matériau de patch. Le PRFC est un matériau extrêmement résistant et léger qui contient des fibres de carbone dans une matrice époxy. Le PRFC a été largement utilisé dans diverses applications, notamment dans les industries de l'aérospatiale, de la marine, de l'automobile et du sport. En raison de leur faible densité, de leur résistance à la traction et de leur rigidité élevée, de leur excellente résistance aux chocs et à la corrosion, leur facilité de formage permet une plus grande applicabilité du PRFC dans les applications de réparation en tant que matériau de patch.

### II.3.6.4 Type de patch :

Les réparations doubles ou symétriques constituent la configuration la plus puissante lors de l'application d'un patch composite. Cela a été démontré comme un moyen efficace de réduire le facteur d'intensité de contrainte (FIC) et d'augmenter à son tour la durée de vie en fatigue. Il a été démontré que la réparation symétrique permettait une répartition plus uniforme des contraintes sur l'épaisseur de la plaque. Pour la même configuration, Klung et al [61] ont montré qu'un patch double à une durée de vie deux fois supérieure à celle d'un patch simple.

Les structures des avions et des navires sont souvent inaccessibles d'un côté et ne se prêtent donc pas à une réparation symétrique. Dans certains cas, un avion préférerait avoir un patch sur le côté interne de sa peau pour réduire la traînée. Pour ces raisons,

l'application de patch asymétrique (réparation simple) est l'application la plus courante et a conduit à plusieurs études [60][62], pour se concentrer sur cette configuration. Une réparation asymétrique provoque un déplacement de l'axe neutre du centre de la plaque vers le côté réparé. Le décalage de l'axe neutre introduit un moment de flexion qui augmente la contrainte sur la surface non réparée et augmente la force subie par la plaque. Cela provoque une augmentation du facteur d'intensité de contrainte, ce qui diminue l'efficacité du patch [62].

### **II.3.6.5 Epaisseur de la plaque :**

La majorité des études sur la réparation en composite ont modélisé des plaques d'aluminium minces pour représenter la peau d'un avion où des patchs ont été principalement utilisés. L'utilisation de la réparation en composite pour les applications navales a conduit certaines études [60] à examiner l'importance de la réparation des plaques plus épaisses. Pour effectuer l'analyse par éléments finis d'une plaque épaisse, il est nécessaire d'utiliser un modèle tridimensionnel. Tsai et al. [63] ont effectué des études expérimentales et d'éléments finis d'une plaque d'aluminium épaisse avec diverses réparations de patch composites. Ils ont conclu que l'emplacement du facteur d'intensité de contrainte (FIC) maximal dans l'épaisseur de la plaque variait en fonction de la configuration du patch. Il était situé au milieu pour les plaques non réparées et double faces, et sur la surface libre de la plaque simplement réparée.

### **II.3.6.6 Conception du patch :**

La conception du patch est composée de nombreuses caractéristiques différentes. Les dimensions, l'orientation des fibres, la forme et les propriétés des matériaux ont été tous étudiés pour trouver une configuration de patch composite optimale. En ce qui concerne les dimensions, l'épaisseur du patch s'est avérée être le critère de conception le plus décisif pour déterminer son efficacité. Kumar et al [64] ont conclu que pour un patch symétrique, il est plus important d'augmenter l'épaisseur du patch que d'augmenter la surface d'un patch. L'épaisseur des patchs est toujours un élément essentiel à prendre en compte lors de l'application d'un patch unilatéral. Si le patch est trop épais, un grand moment de flexion hors du plan sera créé, ce qui augmentera le facteur d'intensité de contrainte [60]. Un autre facteur de conception est le rapport de rigidité (SR). Ce rapport est défini comme suivant  $E_{\text{patch}} \cdot t_{\text{patch}} / E_{\text{plate}} \cdot t_{\text{plate}}$  où E est le module d'élasticité et t est l'épaisseur [58][59].

Une valeur acceptée de SR est comprise entre 1.0 et 1.6, des valeurs plus grandes peuvent entraîner une charge accrue attirée vers la zone réparée ou une attraction de charge

augmentant les contraintes sur l'adhésif et le patch, en fonction de la quantité de charge transférée sur le patch [58]. Si une valeur plus élevée de SR est requise, l'attraction de la charge peut être quelque peu atténuée par l'utilisation d'un patch elliptique et par l'ajustement du format du patch, comme décrit par Duong et Wang [58].

La séquence d'empilement de patch en composites, ou orientations des fibres, offre des améliorations significatives de la résistance, et de la durée de vie en fatigue. Des résultats expérimentaux et numériques ont démontrés que la durée de vie en fatigue augmente de 30 à 85% par rapport à des empilements non optimaux lorsque la fissure est en mode mixte [65]. Si la fissure est uniquement en mode I, l'orientation qui permet la réduction la plus importante du facteur d'intensité de contrainte est lorsque les fibres sont orientées perpendiculairement à la fissure [66]. Une étude numérique complète a été proposée pour analyser une plaque fissurée dans des conditions de mode mixte avec un grand nombre des séquences d'empilement combinées à  $90^\circ$  et  $\pm 45^\circ$  [67].

D'après la littérature, il a été identifié que la forme du patch joue un rôle majeur dans les performances de réparation. Une analyse numérique pour déterminer la forme optimale du patch en cas de réparation symétrique du panneau fissuré au centre a été effectuée [64]. Différentes formes de patchs comme circulaire, elliptique et rectangulaire ont été utilisées pour estimer la réduction de facteur d'intensité de contrainte dans des plaques fissurées en mode I. La procédure de conception optimale pour la réparation en utilisant l'algorithme génétique a été développée [68]. Ils ont montré que la forme des patchs affecte de manière significative la résistance à la rupture et à la fatigue des plaques doublement réparées. Une analyse par éléments finis pour estimer le facteur d'intensité de contrainte pour des réparations sur un ou deux côtés (symétriques ou asymétriques) ayant une forme de patch circulaire a été fait [69]. Ils ont comparé le gain de masse pour les deux cas. Récemment, Rachid et al. [70] ont trouvé que le patch en forme de H fonctionnait mieux que le patch rectangulaire. Ils ont également conclu que le patch en forme de H avec une tête de flèche améliorerait les performances de la réparation dans le cas des plaques fissurées en mode I. Cependant, Kumar et Hakeem [64] ont montré qu'un nouveau patch de forme de nœud papillon asymétrique est le patch de forme le plus optimal pour les réparations à double face.

### II.3.6.7 Contraintes résiduelles :

Il existe deux sources principales de contrainte résiduelles dans une plaque réparée avec un patch composite. La première est due à la réaction exothermique lors du durcissement de l'adhésif et du patch. La plaque d'aluminium a un coefficient de dilatation



thermique beaucoup plus élevé que le patch composite. Pendant le processus de refroidissement, la plaque veut contracter plus que le patch, ce qui créera une contrainte de traction sur le côté adhésif et une contrainte de compression sur la surface libre. Ce gradient créera un moment de flexion hors du plan qui aura tendance à fermer la fissure sur la surface libre et à son tour ralentir la croissance de la fissure [71]. Pour prévoir le niveau de contrainte résiduelle créé au cours de ce processus, il faut connaître la température à laquelle l'adhésif se lie de manière efficace à la plaque d'aluminium. Dans les applications marines, presque tous les éléments raidisseurs sont fixés par soudage. Contrairement à un raidisseur riveté, un raidisseur soudé peut permettre à une fissure de se propager, provoquant une défaillance à la fois de la plaque et du raidisseur [72]. Le processus de soudage crée également une contrainte résiduelle avec une distribution typique.

### II.3.7 Domaine d'applications de réparation par composite :

#### II.3.7.1 Domaine aéronautique :

L'industrie aéronautique utilise des matériaux composites depuis plusieurs décennies avec un grand succès. Le rapport résistance/poids élevé et le rapport rigidité/poids des composites se prêtent naturellement à ce domaine. Cette large acceptation des composites a inclus leur utilisation comme méthode de réparation de surfaces en aluminium fissurées [49]. Les méthodes traditionnelles de réparation consistaient normalement à appliquer un renfort supplémentaire sur la zone endommagée à l'aide des rivets ou de boulons. Cela créerait de nouveaux défauts et de nouvelles concentrations de contraintes pouvant entraîner des fissures supplémentaires. D'autre part, les patches composites ne causaient plus de dommages à la zone touchée et pouvaient être retirés et appliqués à plusieurs reprises si nécessaire. Ils étaient également trouvés être une méthode plus facile pour des réparations rapides et pourrait être formé autour de zones complexes d'une structure d'aéronef [62][49].



Figure II.3.8. Réparation par collage de patch composite sur une aile d'avion.



**Figure II.3.9.** Réparation par patch en composite des fuselages aéronautiques 395[62].

### II.3.7.2 Domaine navales et maritimes :

L'organisation de la défense Science et Technologie (DSTO) de la Marine royale australienne a utilisé de larges patches en polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC) appliqués sur le pont d'un frégate (frégates de la classe américaine Oliver Hazard Perry), afin de réduire les concentrations des contraintes qui causaient des fissures au milieu du navire [74]. Une étude de 15 ans sur l'efficacité de la réparation ainsi que sur la durabilité et la fiabilité de la réparation a montré que les réparations à l'aide de matériaux composites collés peuvent être efficaces et survivre dans un environnement maritime difficile [54]. La conception de la réparation visait à préparer correctement la surface, à utiliser la couche adhésive pour empêcher la corrosion entre le patch en Carbon/époxy et l'aluminium, utilisation d'un polymère renforcé de verre pour la protection de l'environnement. Une autre application maritime de l'utilisation de réparations composites collées concerne l'industrie de la production de pétrole et de gaz afin de réparer des unités flottantes en mer (FOU). Des réparations ont été effectuées pour réparer à la fois la fissuration par fatigue et l'amincissement dû à la corrosion. Des travaux sur deux unités flottantes en mer en service distincts ont montré que les réparations des composites collés étaient efficace pour réparer les deux types de dommages [75].



**Figure II.3.10.** Réparation de superstructure d'un navire en aluminium par patch composites[54].

#### II.4 Endommagement des matériaux composites stratifiés

Les matériaux composites sont conçus pour diverses applications thermostructurales dans des domaines tels que l'aéronautique, les constructions civiles et l'industrie navale. Cette diversité d'applications industrielles est possible car ces matériaux peuvent supporter de manière satisfaisante tant les chargements mécaniques que d'autres types de sollicitations (abrasion, agents chimiques, hautes températures), issue des fonctionnalités spécifiques auxquelles sont destinées les structures impliquant ces matériaux, ou encore des environnements auxquels ces matériaux sont exposés. Lors d'une sollicitation quelconque sur un matériau composite, le développement de l'endommagement au sein du matériau commence assez tôt [80,81]. Dans un composite les premiers dommages détectés commencent à se développer à l'échelle microscopique lorsque l'effort localisé atteint la limite de rupture d'un des constituants ou celle de l'interface qui les relie. Les microfissures qui se développent sont habituellement trop petites pour causer la rupture finale du composite. Ainsi, un nombre important de ces microfissures s'accumulent dans le composite avant la rupture finale. Les paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres jouent un rôle très important dans la progression de l'endommagement. On peut

constater aussi en conséquence que la nature de matrice et de la fibre jouent un rôle très essentiel dans le type et le mécanisme d'endommagement [82]. Certains composites sont fragile mais montrent une très grande résistance dans des milieux agressifs (milieux corrosifs, températures élevées), inversement à d'autres qui sont ductiles mais moins résistant à la corrosion ou à l'augmentation de la température. Le procédé global de la rupture dans les composites est souvent considéré comme un processus d'accumulation de différents types d'endommagements.

#### **II.4.1 Définition de l'endommagement des matériaux composites**

L'endommagement est l'apparition de dommages dans un matériau caractérisé par une extension de surface libre à l'intérieur du matériau, accompagnée d'une augmentation de fraction volumique de vide. Cette apparition est causée par une attaque physique ou chimique. Il conduit à une dégradation de ses capacités physiques pouvant conduire à la rupture.

Un niveau d'endommagement peut être relié directement à des propriétés physiques parce que l'endommagement est caractérisé par des modifications en principe observables. Les phénomènes d'endommagement tels que les microdéformations, la dégradation des surfaces, microfissures, les microcavités, la corrosion, et le vieillissement sont tous observables, mais parfois ils sont difficiles à mettre en évidence [83]

L'identification des dommages par la microscopie a permis de développer l'analyse d'endommagement. La perte de rigidité du matériau endommagé permis de définir et de déterminer un seuil critique de déformation ou de contraintes qui amorce les mécanismes d'endommagement.

Il a été montré que la température, la vitesse de sollicitation, les chocs, la nature chimique d'un environnement agressif, le chargement monotone ou cyclique influencent l'évolution de l'endommagement. La ténacité de la matrice et la qualité de l'interface influence la résistance aux dommages [80]. Les mécanismes d'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en quatre principaux modes différents [81] selon le site où ils opèrent:

Fissuration matricielle.

Rupture de l'interface fibre-matrice et déchaussement de fibre.

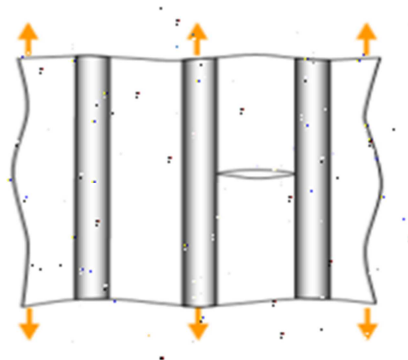
Délaminage (décohésion étendue intra plis).

Rupture des fibres.

Délaminage inter plis.

#### II.4.2 Fissuration de la matrice

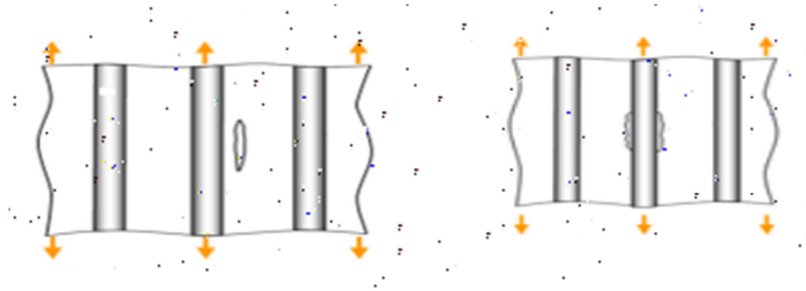
La complexité des matériaux composites introduit plusieurs types d'endommagements à l'échelle microscopique. La matrice étant le constituant qui s'endommage le premier, son seuil de déformation à l'endommagement est plus faible par rapport à celle des fibres. Les microfissures se produisent au sein de la matrice apparaissent aux niveaux des porosités et des inclusions constitue le principal mécanisme de dégradation des composites par le phénomène de fissuration transversal ou par fissuration longitudinale (FigII.4.1). Ce dernier mode de rupture se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à celle de cisaillement. Cette fissuration se propage selon la direction perpendiculaire à la sollicitation et elle peut provoquer une décohésion fibre-matrice [83,84].



**Figure II.4.1** Différents types de fissuration de la matrice (longitudinale, transversale).

#### II.4.3 . Décohésion fibre-matrice

Suite à la fissuration matricielle, les microfissures arrivent au niveau de l'interphase, où elles peuvent être arrêtées ou réorientées. C'est la zone de l'interface où s'effectue le transfert de charge de la matrice vers le renfort. On constate donc une perte d'énergie, liée à la nécessité de création de nouvelles microfissures dans l'interphase [83,84].

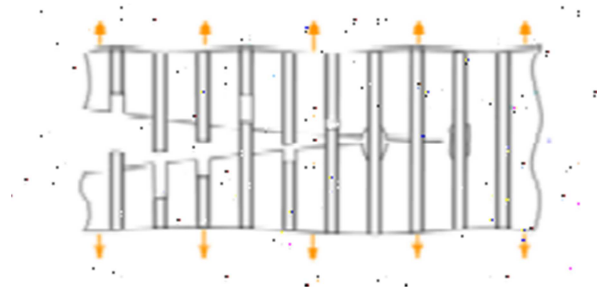


**Figure II.4.2** Phénomène de décohésion fibre-matrice.

Parallèlement, des fissures longitudinales apparaissent le long des axes du renfort. Dans ce cas, il intervient le phénomène de décohésion fibre-matrice (Fig. II.4.2). L'intensité de la liaison matrice-fibre, en relation intime avec les propriétés de l'interphase et la compatibilité fibrematrice, est le paramètre qui influe sur la longueur de décohésion selon le chargement appliqué.

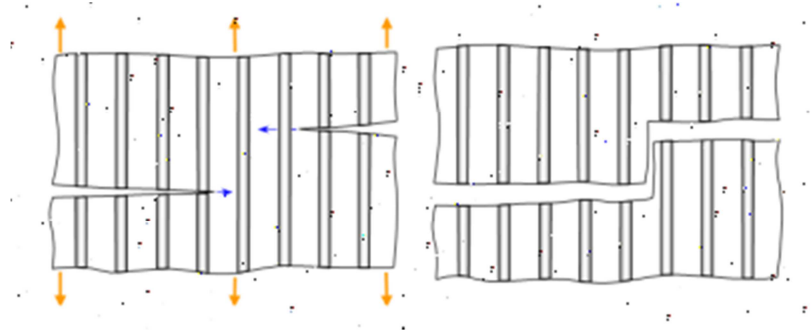
Après initiation, la propagation de la rupture change suivant la nature de l'adhésion fibrematrice. Dans le cas d'un composite à fibres unidirectionnelles sollicité parallèlement aux fibres, on peut distinguer trois cas :

Dans le cas d'une interface très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohésion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance (Fig. II.4.3) [83-85].



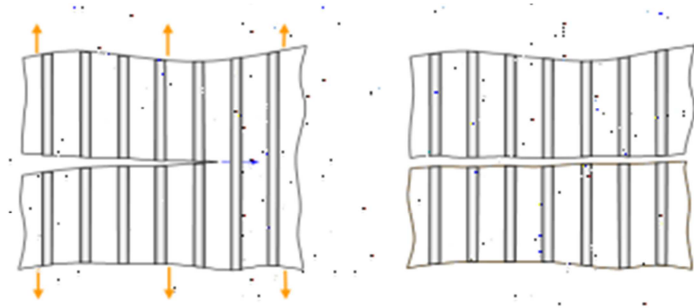
**Figure II.4.3** Phénomène de propagation de la fissure.

Lors d'une interface ayant des propriétés intermédiaires, présentée par la Figure II.4.4 la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface ou une fissuration longitudinale de la matrice [83,84].



**Figure II.4.4** Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface).

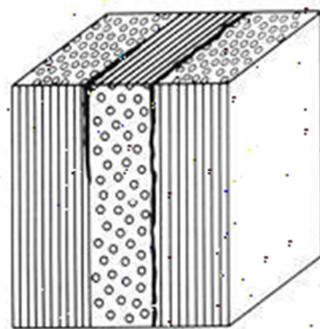
Finalement dans le cas d'une interface très forte : Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée par rupture de fibres (Fig. II.4.5).



**Figure II.4.5** Phénomène de propagation de la fissure.

#### II.4.4 Délaminage

Dans le cas des matériaux composites stratifiés, dont les mécanismes d'endommagement ont été décrits précédemment (fissuration matricielle, décohesion, etc....), s'ajoute un autre mécanisme d'endommagement entre couche appelé délaminage, Figure II.4.6.



**Figure II.4.6** Mécanisme de délaminage

Le processus de délaminage est le résultat d'une chronologie de divers types d'endommagement. Les propriétés mécaniques de la matrice et de la fibre ainsi que les propriétés adhésives et cohésives de l'interface gèrent cette chronologie en révélant des types d'endommagements fréquemment rencontrés comme la micro fissuration de la matrice, la rupture des fibres et la rupture des interfaces. A cela, on associe un réseau très important de fissures intra-laminaires qui sont eux aussi induites par les fissures inter-laminaires par différents moyens (rupture de matrice, de fibre et d'interface) allant jusqu'au décollement total des deux plis. Ce type d'endommagement contribue largement à la dégradation des propriétés mécaniques de la structure [83-85].

#### II.4.5 Rupture de fibres

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture (Fig. II.4.7). Cette rupture provoquera une concentration de contraintes au  $\sigma$ rupture ( voisinage et une rupture des constituants voisins, et ce de proche en proche jusqu'à la ruine du volume sollicité.



Figure II.4.7 Mécanisme rupture de fibre

#### II.4.6 .Rupture des stratifiés

La rupture des composites stratifiés peut se produire de plusieurs façons parfois très complexes. En général, dans le cas de stratifiés, aux mécanismes élémentaires (Figure II.4.8) décrits précédemment (rupture de fibres, rupture longitudinal de la matrice, rupture transverse de la matrice, décohésion fibre-matrice), s'ajoute un mécanisme de rupture entre les couches, appelé rupture par délaminage ou rupture inter laminaire. La mixité de ces modes d'endommagement et l'évolution de la zone endommagée dépend non seulement de la direction du chargement, mais également de la nature des constituants, de la séquence d'empilement de la stratification et de la géométrie du stratifié.



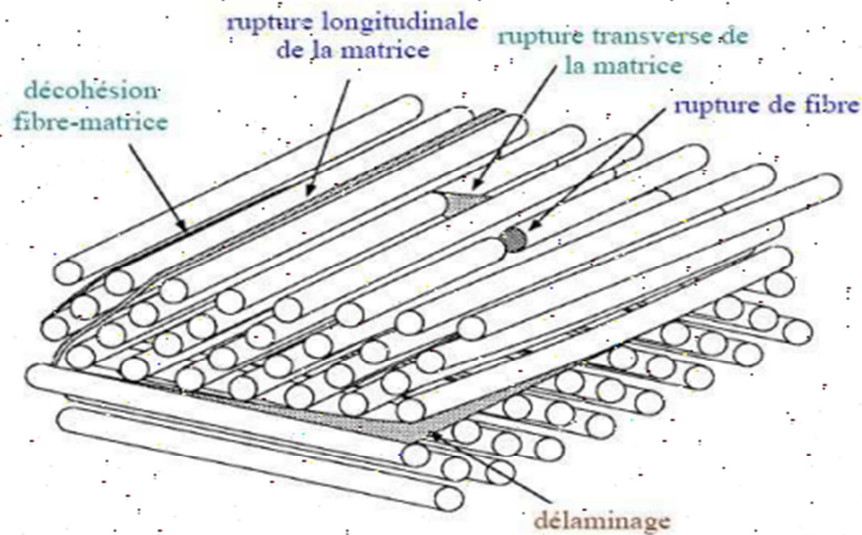


Figure II.4.8 Mécanismes de rupture observés dans un stratifiés

## II.5 Présence de défauts de collage

La durabilité de la réparation est un point crucial qui mérite une attention particulière. Le point faible de ce mode d'assemblage est la sensibilité aux chargements mécaniques qui peuvent causer la destruction de la liaison. De nombreux modes de rupture peuvent être répertoriés pour un assemblage collé. La rupture du joint se produit soit au niveau de l'interface adhésif-substrat, dite rupture adhésive, soit dans l'adhésif, nommée rupture cohésive. En réalité, dans la majorité des cas, le mode de rupture d'un assemblage collé bien réussi est un mélange des deux modes comme illustré par la (Figure II.4.9)

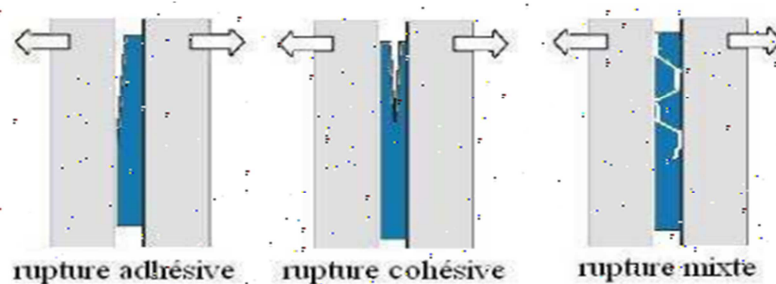


Figure II.4.9 Modes de rupture d'assemblage collé

### II.5.1 La théorie de la "couche de faible cohésion"

Cette théorie, appelée "Théorie des couche faible", a été initialement proposée en 1961 par Bikermann. Cette théorie n'explique pas l'adhésion mais émet des hypothèses

pour expliquer la rupture de joints collés. Lors de la séparation de surface collée, la rupture ne se propage pas strictement à l'interface mais suit un chemin près de l'interface, où une des deux surfaces est localement mécaniquement faible. Ces faiblesses correspondent à la présence de bulles d'air piégées, d'impuretés à l'interface ou de réactions entre les composants et le milieu: ce sont les couches interfaciales de faible cohésion [76].

## II.5.2. Modes de rupture dans les joints collés

### II.5.2.1 Rupture adhésive

Les ruptures adhésives sont caractérisées par l'absence d'adhésif sur l'une des surfaces du joint collé (Figure II.5.1). En général, si la liaison chimique formée à l'interface adhésif-substrat n'est pas protégée contre l'hydratation alors une rupture adhésive va plutôt se produire. Ce type de rupture est bien sûr considéré inacceptable pour un assemblage collé. Il est souvent une conséquence directe d'un mauvais procédé : les surfaces des substrats sont mal préparées ; le cycle de polymérisation de l'adhésif mal choisi, etc.

Bien que la nature des contraintes subies par le joint puisse favoriser la rupture adhésive, par exemple : les contraintes de pelage, les contraintes cycliques et le fluage de l'adhésif elle peut contribuer à la séparation finale des deux composants. Cependant, cette contribution n'est pas la cause principale de la rupture prématurée engendrée par la rupture adhésive [34].

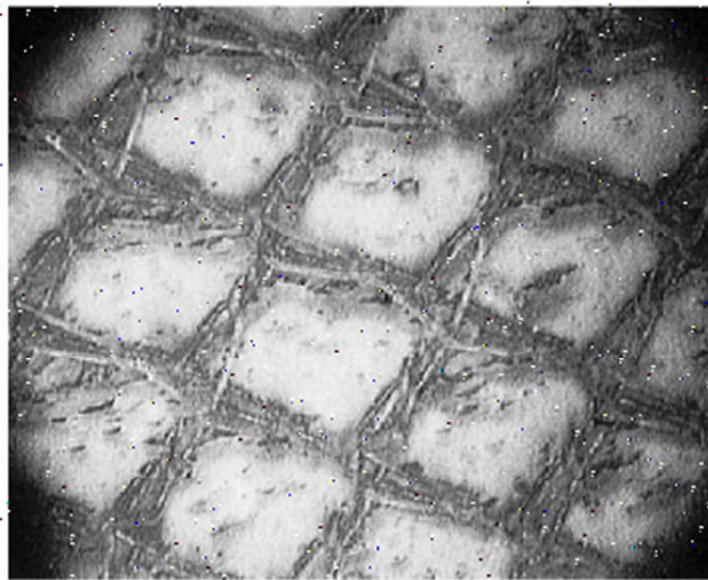


Figure II.5.1 Rupture adhésive [34]

### II.5.2.2 Rupture cohésive

La rupture cohésive signifie que celle-ci se produit à l'intérieur de l'adhésif lui-même et est caractérisée par une présence de colle sur les surfaces des deux substrats. Si l'adhésion du joint est suffisamment forte, la rupture cohésive dans l'adhésif est souvent due aux contraintes de cisaillement, mais une contrainte de pelage ou une combinaison de contraintes de cisaillement et de pelage peut aussi conduire à une rupture cohésive. On observe fréquemment ce type de rupture dans les essais de cisaillement selon la norme ASTM D1002 ou dans les essais de pelage selon la norme ASTM D1781-76. La rupture cohésive peut être due à une mauvaise conception du joint collé, par exemple, une longueur de chevauchement insuffisante ou une contrainte de pelage excessive.

En général si la longueur de chevauchement est suffisante ou les substrats sont fins (typique peau d'avion) alors la rupture cohésive provoqué par la fatigue est peu probable. Il faut noter que la résistance à la fatigue d'un joint collé est relativement importante. La rupture cohésive dans le joint provoqué par un chargement en fatigue se produit seulement quand les substrats sont épais et le joint fortement chargé [87]. La Figure II.5.2 montre un exemple de rupture cohésive dans une structure sandwich.

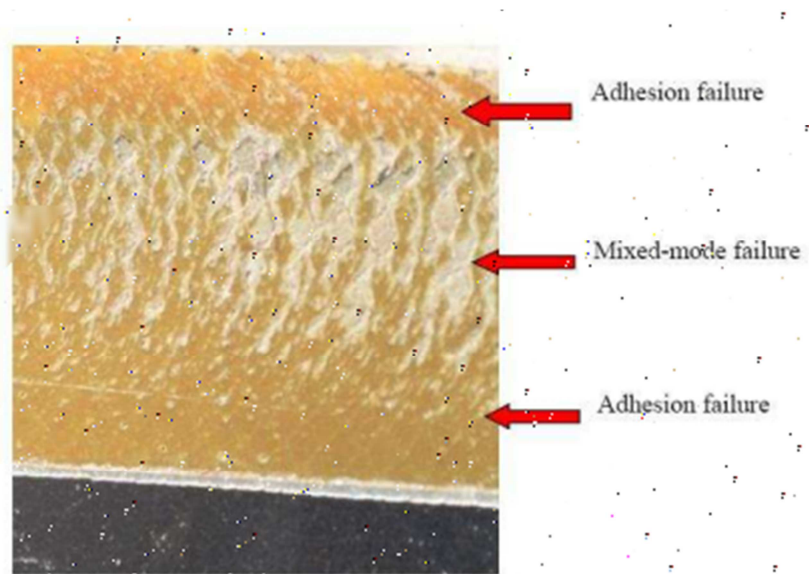


**Figure II.5.2**Rupture cohésive [87]

### II.5.2.3 Rupture mixte

La rupture mixte sera donc une combinaison de rupture adhésive et de rupture cohésive (Figure II.5.3) [86]. Lorsqu'un défaut se trouve à l'interface entre l'adhésif et le

substrat alors la rupture adhésive peut s'amorcer à ce point. Cela conduit à une surcharge locale de l'adhésif autour de la fissure inter faciale ce qui entraîne ensuite la rupture de l'adhésif. Inversement, si une rupture se produit d'abord au sein de l'adhésif, la concentration de contraintes autour de la fissure cohésive peut provoquer une rupture adhésive si une faiblesse de cohésion se présente. En fait, la rupture mixte est une phase transitoire entre une rupture adhésive et une rupture cohésive. La rupture produit alors des zones lisses ainsi que des zones rugueuses. En général, la résistance à la rupture adhésive est plus faible que celle de la rupture cohésive. Cependant, la résistance apparente à une rupture mixte n'est pas forcément située entre celle adhésive et celle cohésive. Elle dépend de la proportion de surface lisse ou rugueuse qui représente le niveau de dégradation de l'interface. Des tentatives ont été fait par l'observation de faciès de rupture à l'aide d'un Microscope Electronique à Balayage (MEB) afin de trouver une corrélation entre la résistance du joint et la proportion de surface lisse ou rugueuse [86,87], mais la quantification de la rupture mixte par cette méthode s'avère difficile et délicate.



**Figure II.5.3**Rupture mixte [86]

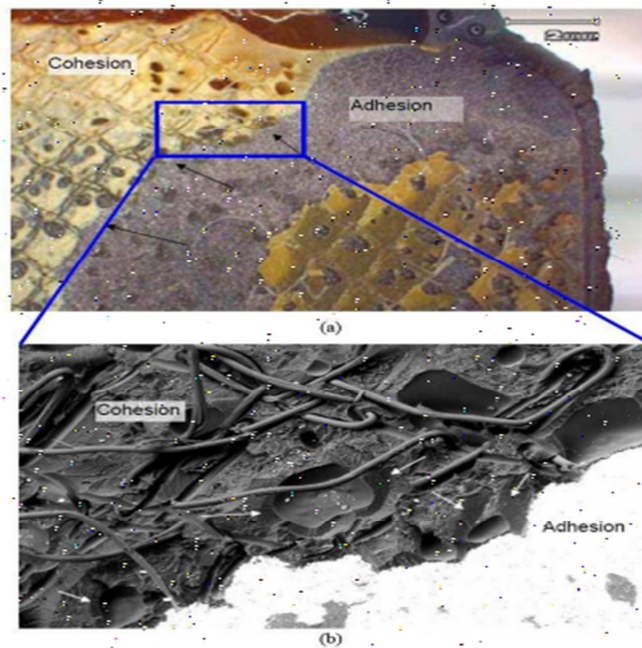


Figure II.5.4 Observation d'une rupture mixte d'un joint collé par MEB [87]

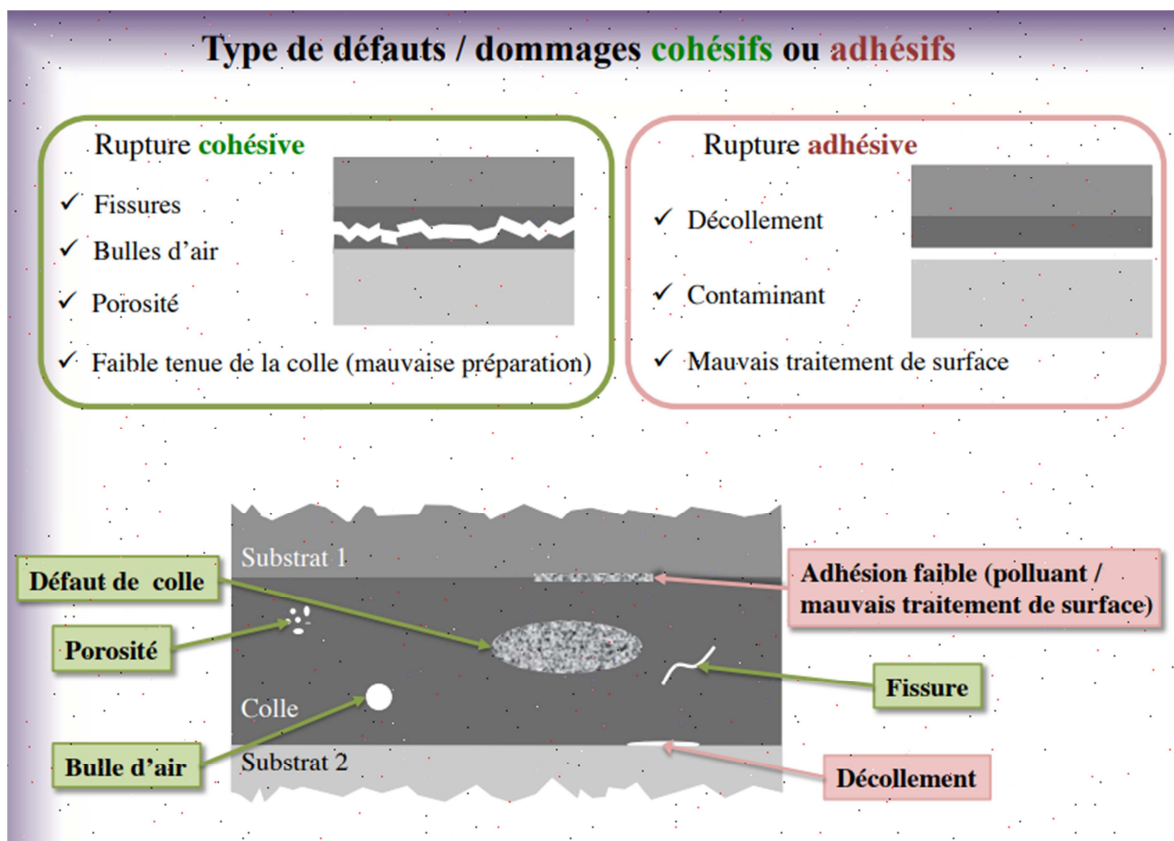


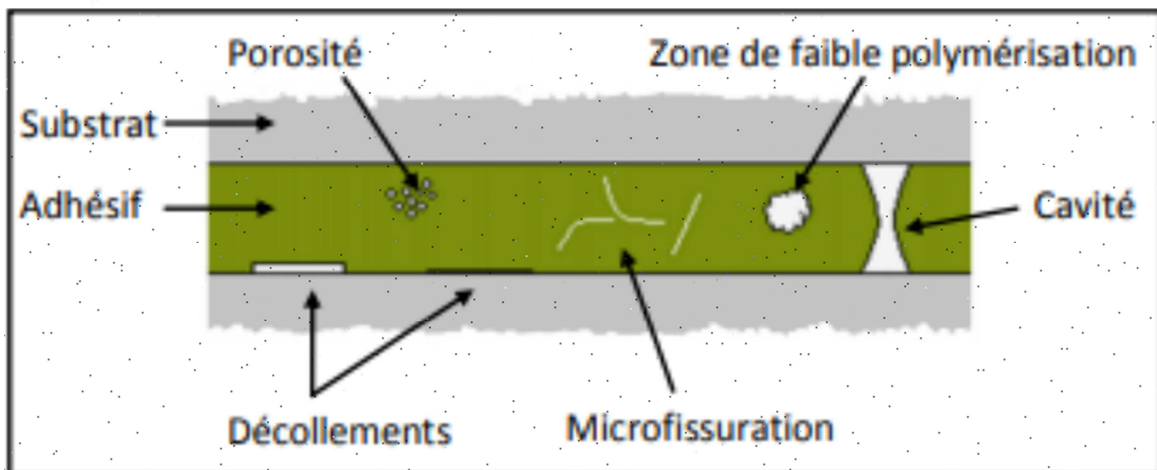
Figure II.5.6. Type de défauts de collage [77]

**II.5.3 défauts de collage :**

Comme tous les modes d'assemblages, la réalisation des joints collés comporte des défauts qui sont à l'origine de la défaillance du système réalisé. Ces défauts sont

évidemment des sites préférentiels pour l'amorçage de la rupture. Les quelques défauts que l'on peut rencontrer dans les assemblages collés sont:

- la porosité due aux bulles d'air ou de gaz emprisonnées lors de la polymérisation et sa mise en œuvre.
- les cavités dues à des applications médiocres de l'adhésif ou aux dégagements gazeux durant la polymérisation.
- les fissures au sein de l'adhésif sont dues à l'action de contrainte thermique au cours de la réticulation.
- le phénomène de fatigue et de fluage ainsi que les contraintes résiduelles provoquent des microfissures.
- les imperfections de mise en œuvre comme la mauvaise consistance ou préparation de l'adhésif ou de temps de polymérisation non contrôlé résultant des zones de faibles polymérisations[77].
- un mauvais traitement de surface du substrat ou la présence de contaminants lors du collage pouvant créer des zones de décollement.la Figure(II.5.7) illustre ces défauts[67].



**Figure II.5.7** Défauts typiques présents dans un joint de colle [78].

Le tableau II.5.1 ci-dessous regroupe les différents types de défauts susceptibles d'être rencontrés.

Nature du défaut Apparition durant	Fabrication	Apparition durant
Absence d'adhésif (bulles-porosité)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Mauvaise application de l'adhésif avant assemblage.</li> <li>- Evacuation insuffisante du solvant au cours du durcissement.</li> <li>- Pression insuffisante pendant l'assemblage.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Application de fissures dues à une charge trop élevée, ou à un phénomène de fatigue sous sollicitations dynamiques.</li> </ul>
Cohésion (rupture au sein de l'adhésif)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Dosage incorrect dans le cas d'un adhésif bi-composant.</li> <li>- Mauvaise conditions de stockage de l'adhésif.</li> <li>- Corps étrangers dans l'adhésif.</li> <li>- Fonctionnement anormal d'une étuve pour les colles durcies à chaud.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Dégradation de l'adhésif par oxydation, hydrolyse.</li> <li>- Plastification par l'eau ou par d'autre corps chimiques.</li> <li>- Migration de plastifiants, de produits non complètement polymérisés.</li> </ul>
Adhésion (rupture aux interfaces: Métal/adhésif Composite/adhésif)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Traitement de surface absent ou impropre.</li> <li>- Pollution de la surface: oxydation, dépôt d'huile, poussière, etc.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Corrosion du support à l'interface.</li> </ul>

**Tableau II.5.1:** Défauts dans les assemblages collés.

**II.6 Conclusion :**

Les techniques renforcements par collage de patch en composite est une méthode facile à appliquer et a montré sa fiabilité surtout sur les alliages d'aluminium.

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

Mais reste que, le point faible du renforcement par matériaux composites réside dans la colle, Dans le chapitre suivants le travail porte principalement sur la comparaison de comportement mécanique d'une plaque aluminium fissuré et réparé par un patch collé sans présence des défauts de collage (collage parfait) et avec défaut de collage.



---

## *Chapitre 03*

---

**Présentation des études de simulation  
sur patch composite et défauts de  
collage.**

---

### III. Introduction

La technique de réparation par patch collé présente une solution rapide, réalisée avec des critères économiques, applicabilité et fiabilité.

Les joints adhésifs sont susceptibles de présenter des défauts et de se séparer, en particulier les joints ayant une grande surface de recouvrement. Parmi les défauts qu'on peut rencontrer dans les assemblages collés la faible résistance à la température et l'absorption de l'eau. Les composants collés peuvent aussi présenter des défauts qui réduisent la qualité de l'assemblage comme les porosités et les espaces vides.

Ce chapitre présente une partie des travaux effectués sur l'analyser le comportement mécanique et en rupture d'une structure endommagée et réparée par patch composite en présence des défauts dans la couche d'adhésif.

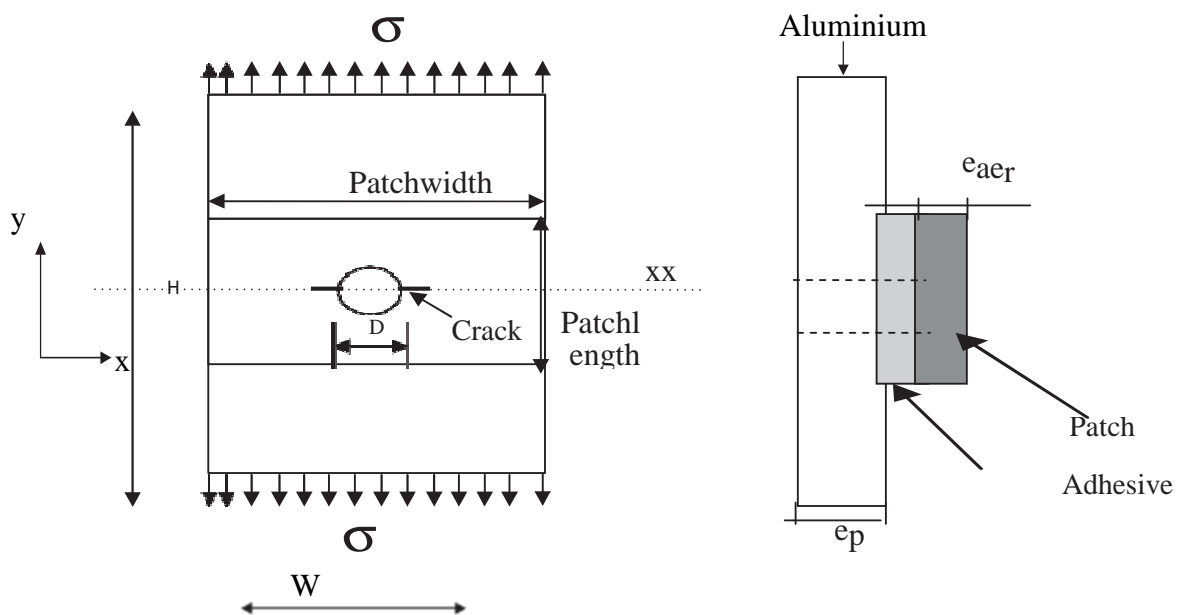
#### III.1 Etude 1

Madani et al (2008) [88] ont réalisé une analyse numérique du Répartition des contraintes dans une plaque en aluminium 2024-T3 avec une encoche circulaire, réparé par un patch en composite graphite/époxy ,Le but de cette étude est d'analyser par la méthode éléments finis les réparations par patchs composites simple et double face destinées à réduire la concentration des contraintes au niveau des entailles circulaires et des fissures.

##### III.1.1 Modèle géométrique

Géométrie et chargement typiques des panneaux en aluminium, la couche adhésive et le patch composite sont illustrés à la FigIII.1. 1.

Le panneau fissuré à encoche centrale est en alliage d'aluminium 2024-T3. Le matériau du patch est un composite graphite/époxy et les configurations de stratification sont des composites unidirectionnels avec une direction de zéro degré perpendiculaire à la longueur de la fissure. Le film adhésif choisi est le FM 73. Tableau III.1.1 montre le panneau en aluminium, dimensions de la couche adhésive et du patch composite.



**FigIII.1. 1.** Modèle géométrique de la structure patchée[88]

Dimensions (mm)	Panneau en Aluminium	Couche adhésive	Patch composite
longueur	100	50	50
largeur	50	50	50
épaisseur	2	0.125	1.6

**Tableau III.1.1.**Dimensions des panneaux, couches adhésives et patches[88]

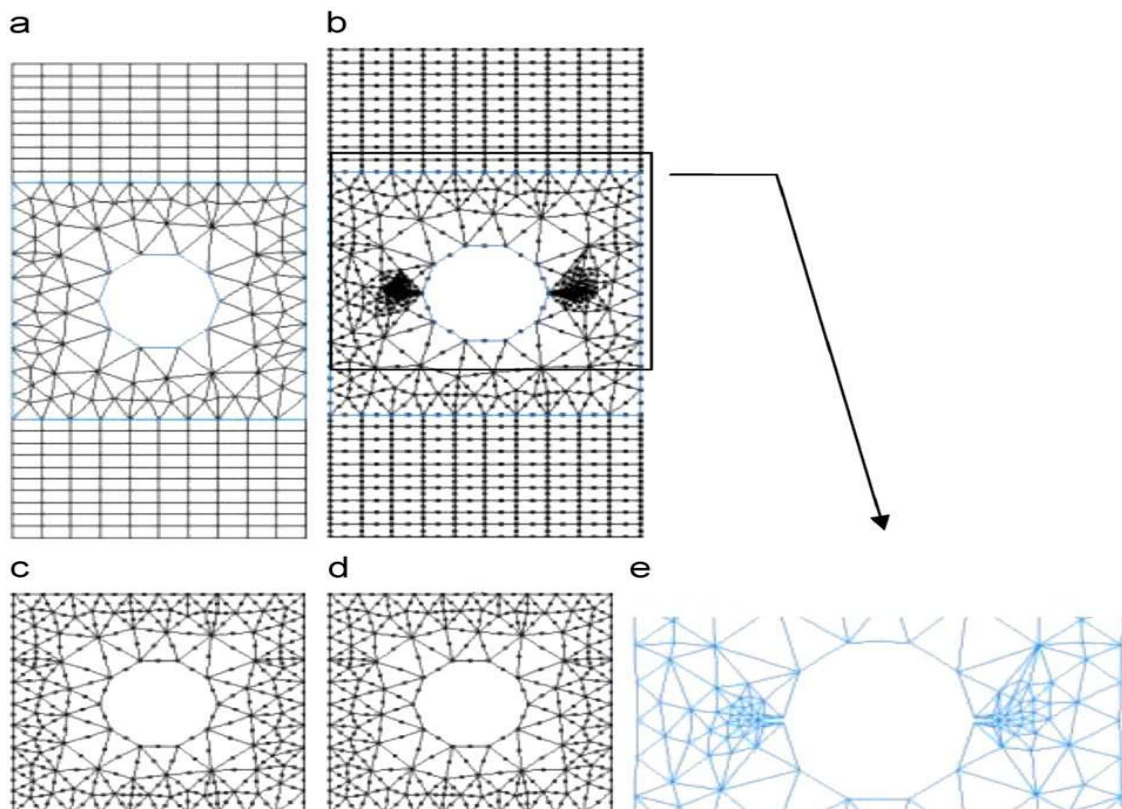
### III.1.2 Modélisation et analyse par éléments finis

Configurations typiques de maillage d'éléments finis d'une plaque fissurée ;le patch de réparation et l'adhésif sont illustrés à la FigIII.1. 2.

Les propriétés matérielles du panneau fissuré par l'aluminium, de l'adhésif et du patch composite utilisés dans l'analyse sont données dans le Tableau III.1.2.

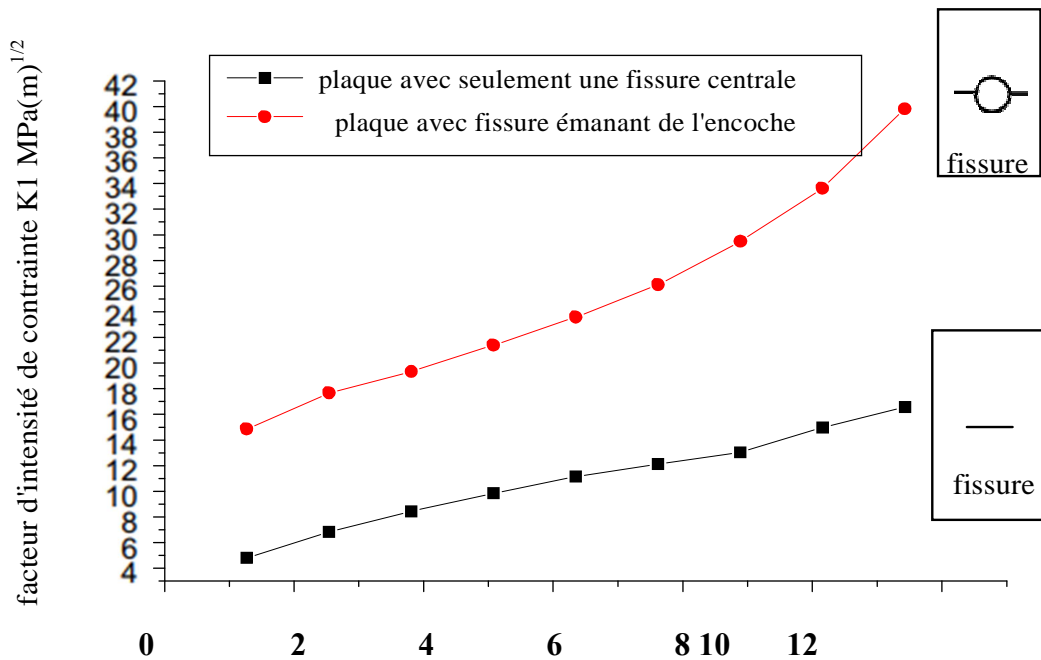
Aluminium	Patch composite graphite/époxy	Couche adhésive FM73
E= 70 GPa v =0.3	E1=181, E2=10.3 et E3=10.3 GPa G12=G13= 7.17 GPa, G23 = 2.87 GPa, v12=0.28, v13 = 0.28, v23 = 0.33	G=0.42 GPa v =0.3

**Tableau III.1.2.**Propriétés matérielles de la plaque d'aluminium, de la couche adhésive et du patch composite[88]



**FigIII.1. 2.**Maillage typique de (a) plaque, (b) plaque avec fissure émanant de l'encoche, (c) patch avec trou percé dessus, (d) couche adhésive et (e) près de la pointe de la fissure en Mode I.[88]

III.1.3 Résultats



FigIII.1. 3.Variation des SIF avec longueur de fissure (panneau avec fissure centrale et panneau avec fissure émanant du trou, diamètre du trou ¼ 20 mm).[88]

- Les résultats nous permettent de déduire les conclusions suivantes :[88]
- La réparation par composite est une méthode efficace et rentable pour prolonger la durée de vie des composants fissurés dans la structure.
- La réparation par patch peut empêcher ou retarder le redémarrage de la fissure ou la propagation de la fissure.
- Les auteurs ont également montré que la réduction du facteur d'intensité de contrainte améliore de 30% la durée de vie des fissures de fatigue.

III.2 Etude 2

D'autres travaux ont été menés par Wei Feng et al [89] visant à utiliser un matériau alternatif qui présente de meilleures performances que le matériau original lors de l'utilisation de la mise sous vide pour le patch. Quatre groupes de composites de réparation avec différentes épaisseurs de stratifiés ont été fabriqués et testés (figureIII.2.1.).

Les résultats expérimentaux indiquent que les forces de défaillance des différents groupes sont similaires et que le mode de défaillance dominant est la défaillance cohésive de l'adhésif, accompagnée de fissures partielles de 45° et 90° de la matrice du patch en composite. En outre, un modèle d'éléments finis a été établi pour prédire la résistance à la rupture et expliquer le mécanisme d'endommagement.

Les résultats numériques montrent un bon accord avec les résultats des tests et indiquent que les fissures de la matrice des composites commencent avant la défaillance de l'adhésif. Sur la base du modèle validé, les effets de la pièce de chevauchement et les défauts sur la résistance ultime ont été discutés.

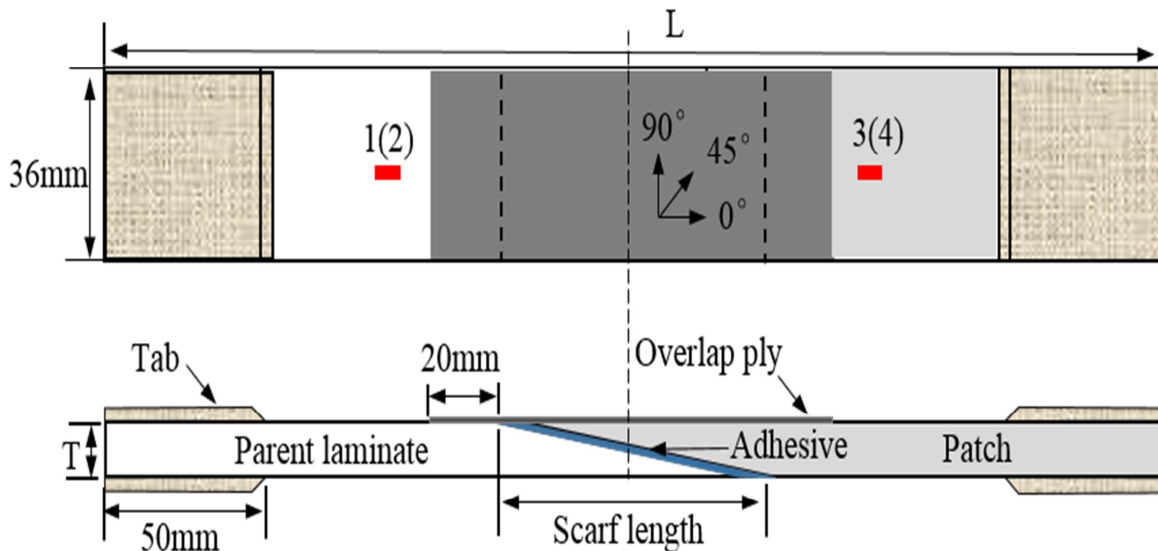
**III.2.1 Modèle géométrique**

La configuration des spécimens réparés par écharpe est illustrée à la Fig.III.2.1. Des languettes d'extrémité en fibre de verre de 2 mm d'épaisseur ont été collées aux zones de préhension pour les joints réparés par écharpe afin de réduire les défaillances au niveau des poignées. Un patch de chevauchement préparé par TC350-1/IM7-12K a été ajouté sur le dessus du patch pour améliorer la réparation. La séquence de superposition était  $[-45^\circ/45^\circ]$  et la longueur de chevauchement (c'est-à-dire que le chevauchement rencontre la limite extérieure de l'adhésif) était de 20 mm.

Un adhésif structural à base d'époxy J-271 produit par l'Académie des sciences du Heilongjiang. L'adhésif avait une épaisseur de 0,13 mm. Le tableau III.2.1 énumère les propriétés mécaniques mesurées expérimentalement (valeurs moyennes) pour l'adhésif J-271. Le paramètre T est l'épaisseur des stratifiés parents, qui est utilisée pour d'autres calculs dans le document. Cinq échantillons ont été testés pour chaque cas test. Notez que les numéros d'identification des spécimens donnés dans le tableau III.2.1 ont été utilisés dans tout le contexte de l'article.

$E(\text{GPa})$	$\nu$	$\sigma_u(\text{MPa})$	$\tau_u(\text{MPa})$	$G_{IC}(\text{N/mm})$	$G_{IIC}(\text{N/mm})$
$3.4 \pm 0.2$	$0.31 \pm 0.04$	$32.73 \pm 2.79$	$41.07 \pm 2.27$	$0.879 \pm 0.067$	$2.551 \pm 0.343$

**Tableau III.2.1** Propriétés matérielles de l'adhésif J-271 [89]



**Fig.III.2. 1.** La configuration des spécimens réparés par écharpe [89]

III.2.2 Résultats expérimentaux

III.2.2.1 Observation des surfaces de défaillance

Une inspection détaillée des surfaces de rupture a été effectuée, à l'aide d'une inspection visuelle et d'une microscopie optique. L'inspection visuelle indique que des défaillances se sont produites dans les zones de liaison de quatre spécimens de groupe. Fig.III.2. 2.

montre les modes de défaillance typiques des spécimens réparés avec différentes épaisseurs de stratifié. Des types de rupture similaires ont été trouvés dans tous les joints en écharpe, quelle que soit l'épaisseur du stratifié de la Fig.III.2. 2.. Une rupture cohésive de l'adhésif, un décollement inter facial adhésif-composite et des dommages intra laminaires des stratifiés composites le long de la ligne de liaison et une fracture du patch de chevauchement ont été observés. Parmi les zones de liaison globales de chaque groupe, la majeure partie de l'adhésif est restée sur les deux surfaces d'écharpe de fracture, ce qui expliquait essentiellement que la rupture cohésive de l'adhésif était le mode de dommage dominant qui a causé la rupture de l'articulation. Les surfaces moyennes pour lesquelles une rupture de cohésion s'est produite étaient d'environ 67,4 %, 82,2 %, 88,4 % et 80,8 % pour les échantillons d'épaisseur de stratifié de 3,5 mm, 4,5 mm, 6 mm et 7 mm, respectivement. Cependant, les surfaces de lésions intra laminaires étaient de 24,2 %, 15,3 %, 6,0 % et 15,4 %.[89]

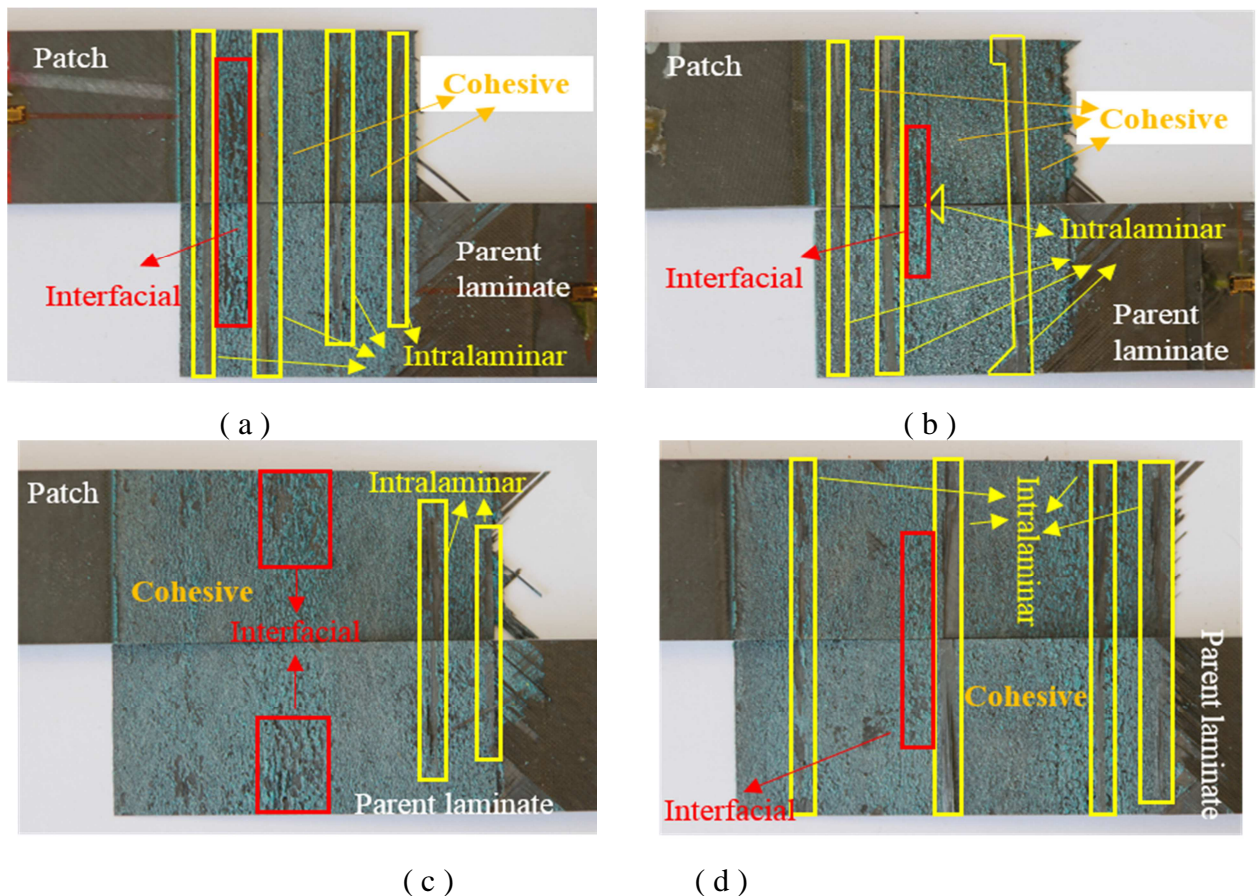


Fig.III.2. 2.Modes de défaillance des spécimens avec une épaisseur de stratifié de : (a) 3,5 mm, (b) 4,5 mm, (c) 6 mm et (d) 7 mm. [89]

### Chapitre III Présentation des études de simulation sur patch composite et défauts de collage

En ce qui concerne le décollement inter facial adhésif-composite, les pourcentages étaient de 8,4 %, 2,5 %, 5,6 % et 3,8 % pour les groupes SCJA, SCJ-B, SCJ-C et SCJ-D, respectivement. Selon le résultat du tableau III.2.2, le groupe SCJ-C possédait la résistance à la rupture la plus faible tandis que le groupe SCJ-A avait la valeur la plus élevée, ce qui indiquait que la résistance à la rupture était influencée par la contribution aux dommages de la rupture de l'adhésif. Plus la rupture d'adhérence participe aux dommages, plus la résistance ultime est faible.[89]

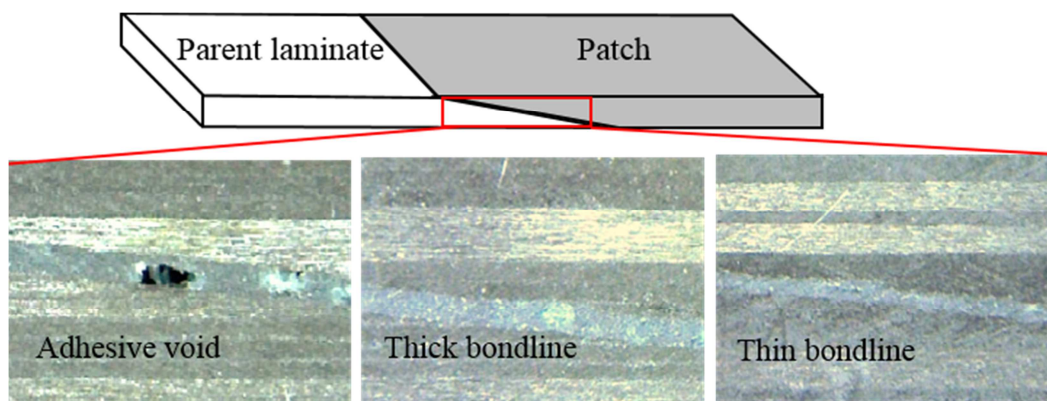
Groupe	Épaisseur(mm)	Charge ultime (kN)	Force(MPa)	CV (%)
SCJ-A	3.5	58.36	463.17	7.04
SCJ-B	4.5	68.61	423.52	5.65
SCJ-C	6	89.57	414.67	10.89
SCJ-D	7	110.88	439.99	4.78

**Tableau III.2.2.** Numéro d'échantillon et résultats des essais de traction des stratifiés réparés par foulard [89]

En examinant les spécimens par imagerie au microscope, on peut en déduire que les conditions adhésives du groupe SCJ-C n'étaient pas stabilisées par rapport aux autres groupes. À partir de la Fig.III.2. 3., deux problèmes évidents ont été identifiés pour certains spécimens du groupe SCJ-C.

La première était qu'il y avait des vides dans la couche adhésive. Le deuxième problème était que l'adhésif n'était pas uniformément réparti dans les zones de collage.

Selon les images au microscope en vue latérale, l'épaisseur de l'adhésif le long de la ligne de liaison a été mesurée. Les groupes SCJ-A et SCJ-C ont été utilisés à des fins de comparaison. Pour le groupe SCJ-A, l'adhésif conserve une variation d'épaisseur constante et régulière ( $138 \pm 24 \mu\text{m}$ ). Cependant, l'épaisseur d'adhésif du groupe SCJ-C présente des variations importantes. L'endroit le plus mince était d'environ  $100 \mu\text{m}$ , mais la plus grande valeur d'épaisseur d'adhésif atteignait même environ  $230 \mu\text{m}$ . En raison de ces deux problèmes, les surfaces adhésives de certains spécimens du groupe SCJ-C n'ont pas atteint des résistances suffisantes. Cette constatation indique que les défauts causés dans le processus de fabrication influenceront le comportement des spécimens.[89]

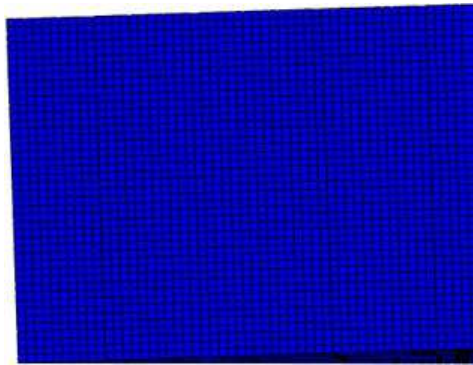


**Fig.III.2. 3.** Images au microscope optique du groupe SCJ-C en vue latérale.[89]

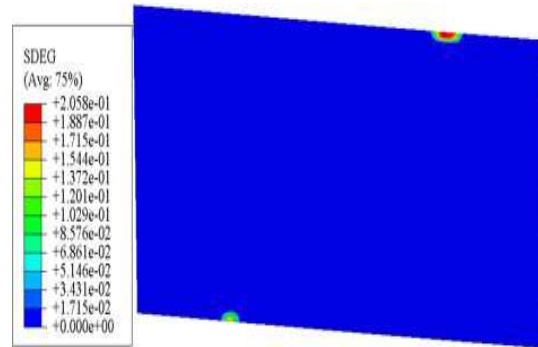
III.2.3 Analyse numérique

III.2.3.1 Mécanisme de dommages

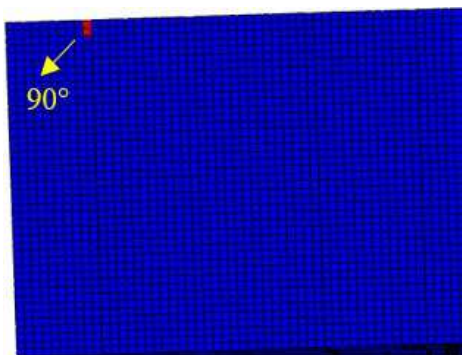
Le groupe SCJ-A a été pris comme exemple pour analyser le mécanisme d'endommagement. L'initiation et la propagation des dommages du patch composite et de la couche adhésive simulées par FEM sont illustrées à la Fig.III.2.4.



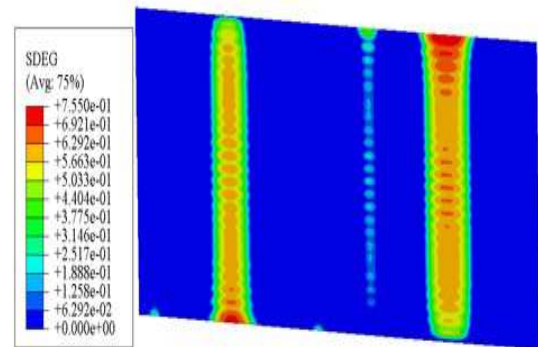
( a ) Dommage composite sous 56 % de charge ultime



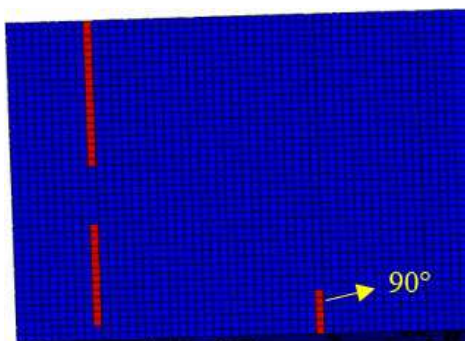
(b) Coefficient d'endommagement adhésif sous 56 % de charge ultime



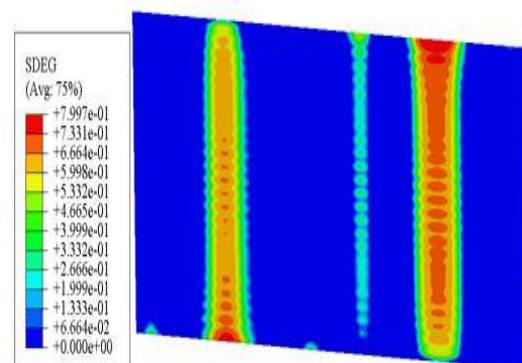
(c) Dommage composite sous 81 % de charge ultime



(d) Coefficient d'endommagement adhésif sous 81 % de charge ultime

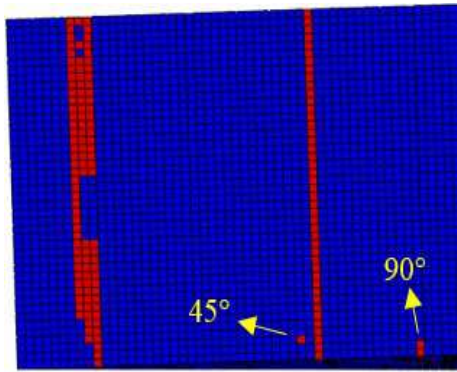


(e) Dommage composite sous 85 % de charge ultime

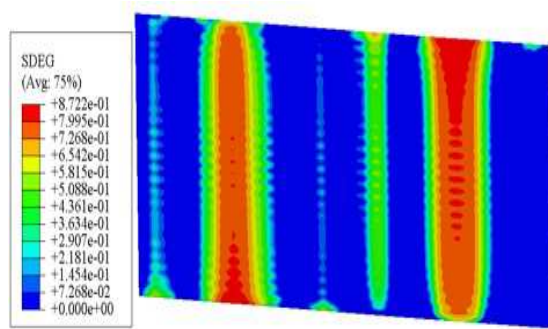


(f) Coefficient d'endommagement adhésif sous 85 % de charge ultime

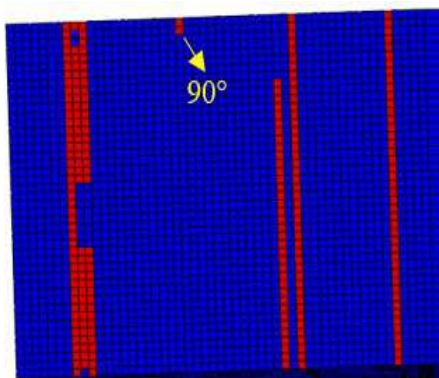




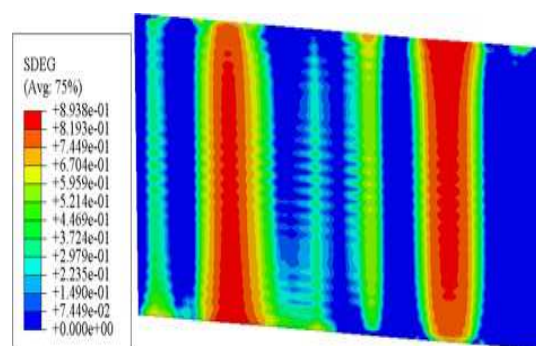
(g) Dommages composite sous 96 % de charge ultime



(h) Coefficient d'endommagement adhésif sous 96 % de charge ultime



(i) Dommages composite sous 100 % de charge ultime



(j) Coefficient d'endommagement adhésif sous 100 % de charge ultime

**Fig.III.2. 4.**Initiation et propagation des dommages des composites et de la couche adhésive [89]

Sur la base de l'analyse numérique, il a été constaté que certaines fissures de la matrice s'initient et se développent dans les stratifiés composites avant l'apparition d'une défaillance adhésive, ce qui explique les bruits de fissuration mineurs entendus avant une défaillance catastrophique. Une fois que l'adhésif est suffisamment endommagé et devient incapable de transférer toute autre charge, la défaillance s'est produite.

### III.2.3.2 Effet des défauts 3D

L'influence des défauts adhésifs a été rapportée par certains travaux. La plupart d'entre eux se sont concentrés sur les défauts 2D (par exemple, les défauts de ligne de liaison) en insérant des feuilles de film de téflon entre l'adhésif et les adhésifs[90-91]. Alors que, selon les images de la Fig. III.2. 3., des défauts 3D tels que des vides adhésifs existent. Ainsi, dans cette section, l'effet des défauts 3D illustrés à la Fig.III.2.5.a été étudié à travers un modèle de foulard réparé avec 6 mm. Des défauts 3D circulaires, carrés et triangulaires ont été étudiés. Les défauts ont été insérés au centre de la couche adhésive en enlevant directement les zones correspondantes.

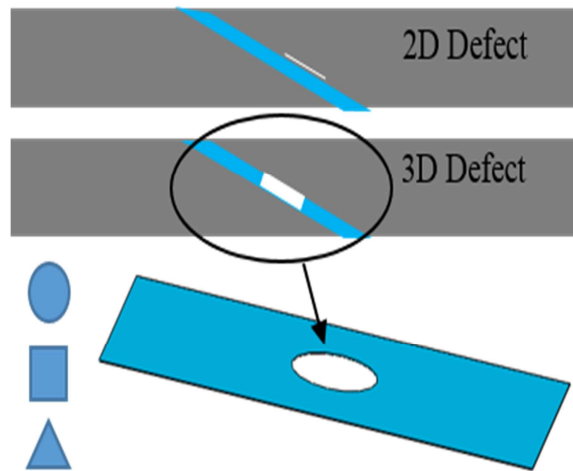


Fig.III.2. 5.Représentation schématique des défauts de l'adhésif[89]

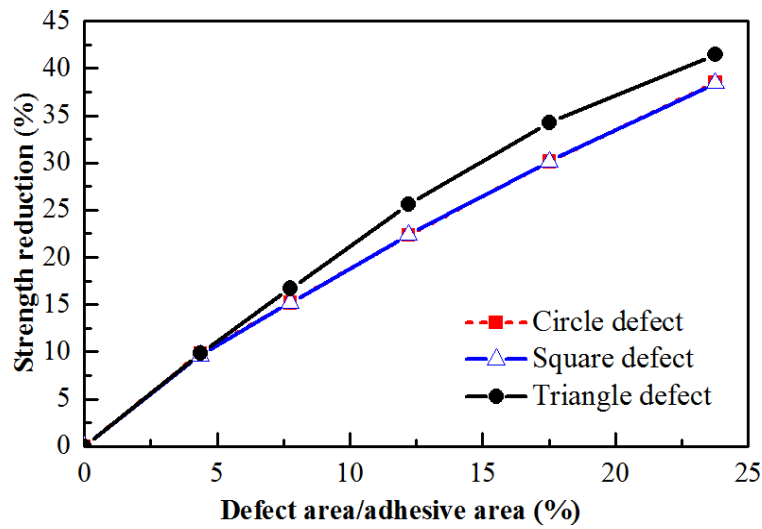


Fig.III.2.6. La réduction de résistance relative par rapport à un échantillon sans défaut[89]

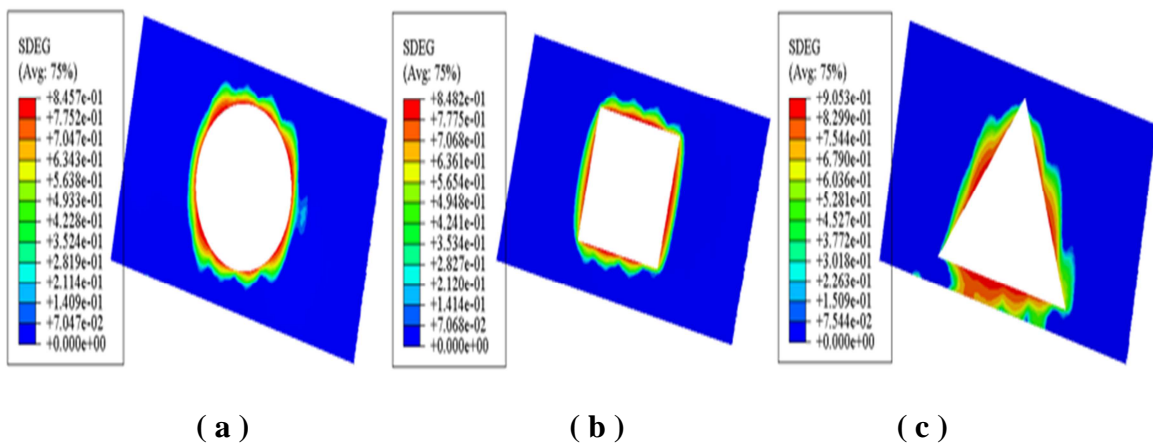


Fig.III.2.7.Comparaison des dommages adhésifs de différentes formes de défaut : (a) Défaut circulaire, (b) Défaut carré, (c) Défaut triangulaire[89]

-À partir de la Fig.III.2.6., une tendance similaire est observée pour des défauts de formes différentes. La résistance diminue progressivement avec l'augmentation de la zone de défaut due à la réduction de la région adhésive efficace. Lorsque la zone de défaut est augmentée jusqu'à 17,5 % de la zone adhésive, la résistance diminue de 30,1 %, 30,1 % et 34,4 % pour les défauts circulaires, carrés et triangulaires, respectivement. La valeur de réduction de résistance est supérieure à la proportion de zones de défaut. De plus, il n'y a pas de différence de résistance des différentes formes de défauts lorsque les zones de défauts sont petites (<5%).

Lorsque le défaut augmente, les défauts circulaires et carrés ont toujours un effet similaire sur la résistance du joint. Alors que le facteur de réduction de résistance pour les défauts triangulaires est plus élevé que pour les défauts circulaires et carrés.

-La Fig.III.2.7. compare les dommages adhésifs de différentes formes de défauts à la même charge lorsque la zone de défaut est de 17,5 % de la zone adhésive. On peut voir cette région de dommages située le long du bord des zones de défauts pour différentes formes de défauts. Et l'adhésif avec défaut triangulaire a le coefficient d'endommagement adhésif (SDEG) le plus élevé, ce qui entraîne la baisse maximale de la résistance du défaut triangulaire du joint réparé par écharpe.[89]

### III.3 Etude 3

D'autres travaux ont été menés par M. Elhannaniet al [92] visant à l'effet de l'utilisation de différents paramètres géométriques du joint à recouvrement unique (SLJ) et soumis à une charge de traction a été étudié numériquement.. Les analyses de stress dans le SLJ ont été effectuées la méthode des éléments finis non linéaires en considérant la non-linéarité géométrique et les non-linéarités matérielles de l'adhésif (Adekit A140) et de l'adhésif (AA2024-T3). Plusieurs paramètres géométriques ont été pris en considération à savoir, l'effet de l'angle de congé de l'adhésif, l'angle de biseau de l'adhésif, l'épaisseur de l'adhésif. La méthode de conception expérimentale est utilisée pour donner une compréhension sur la façon dont les modifications dans les paramètres géométriques peuvent influencer la performance du joint. De plus, cette méthode permet de définir la meilleure forme géométrique de SLJ pour une faible répartition des contraintes.

#### III.3.1 Présentation du code de calcul Abaqus

L'étude a été réalisée avec le logiciel professionnel de calcul d'éléments finis Abaqus, développé par la société ABAQUS, Il est utilisé largement entre autre par la NASA et AIRBUS pour la modélisation du comportement mécanique des structures solides. Il permet de modéliser des structures en 2D, en 3D et de traiter les problèmes d'élasticité linéaire et non linéaire dans les domaines statiques et dynamiques en prenant en compte les problèmes thermiques. Par conséquent, Abaqus forme un outil flexible et capable de traiter de manière fiable et robuste des problèmes complexes [93].

### III.3.2 Présentation des matériaux utilisés

#### III.3.2.1 Alliage d'Aluminium 2024-T3

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

L'Aluminium métallique est très oxydable, mais est immédiatement passivé par une fine couche d'alumine  $Al_2O_3$  imperméable de quelques micromètres d'épaisseur qui protège la masse métallique de la corrosion. Cette résistance à la corrosion et sa remarquable légèreté en ont fait un matériau très utilisé industriellement. L'Aluminium est un produit industriel important, sous forme pure ou alliée, notamment dans l'aéronautique, les transports et la construction.[94]

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

**Tableau III.3.2.1:** Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-T3 [94]

#### III.3.2.2 L'adhésif structural ADEKIT A140

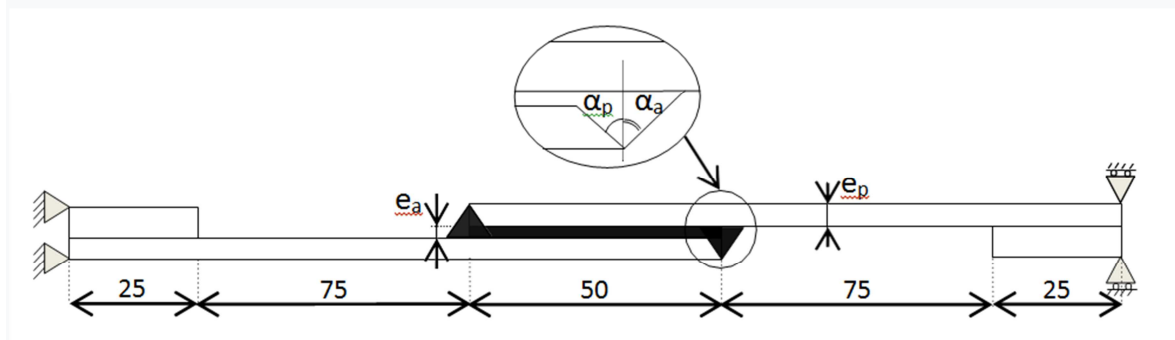
L'adhésif utilisé est la colle époxydique bi-composant structural ADEKIT A140 de la société AXSON à base de résine Epoxyde modifiée, il est commercialisé en France par les sociétés AXSON et HEXCEL composite. Cet adhésif se présente sous la forme d'un liquide trop visqueux conditionné en cartouche 50ml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

Le mélange de la résine époxy deux composants s'effectue peu avant l'assemblage : la période entre la préparation de la colle et son application ne dépasse pas les 30 minutes.[94]

**III.3.3 Modèle géométrique et propriétés mécaniques**

Une étude préliminaire a été menée par Madani et al. (2013)[95] où ils ont montré que la modification des bords de l'adhérent et/ou de l'adhésif entraîne une diminution des contraintes au niveau bords de l'adhésif. Ils ont introduit plusieurs modèles géométriques pour étudier l'influence de la modification des bords du joint sur les réductions des contraintes.

Dans cette étude, l'analyse de l'effet de divers paramètres sur la contrainte de cisaillement et de pelage la distribution dans la couche adhésive a été étudiée numériquement. L'analyse de l'influence de ces paramètres a été réalisée par la méthode de conception expérimentale. Le modèle géométrique utilisé pour cette étude est illustré à la (Fig.III3.3.1). Les dimensions sont indiquées dans Tableau III3.3.1. Avec ainsi un angle de congé variable de l'adhésif " $\alpha_a$ " et un angle de biseautage de l'adhésif " $\alpha_p$ ". Les essais de traction sur l'adhésif aluminium 2024-T3 et l'adhésif ADEKIT A140 permettent de tirer les courbes caractéristiques illustrées à la (Fig.III3.3. 2).



**Fig.III3.3.1** Géométrie de l'éprouvette (dimensions en mm)[92]

Dimension	Matériel	
	Aluminium	Adhésif
Longueur (mm)	150	50
Largeur (mm)	25	25
Epaisseur (mm)	$e_p=[2-3-4]$	$e_a=[0.1-0.2-0.3]$
$\alpha_a$ (dgrs)	[0-30-60]	-
$\alpha_p$ (dgrs)		[0-30-60]

**Tableau III3.3.1.** Dimensions du joint collé[92]

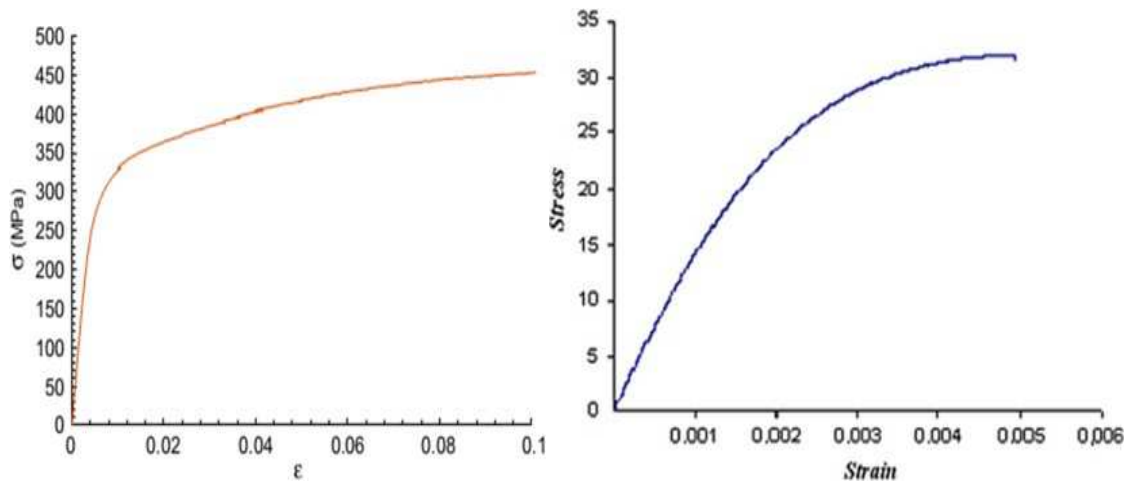


Fig.III3.3.2 Courbe contrainte-déformation pour : (a) adhésif en aluminium, (b) adhésif Adegit A140[94]

### III.3.4 Maillage de l'assemblage

L'analyse par éléments finis de la configuration du joint, illustrée à la Fig.III3.3.1, est effectuée à l'aide de l'élément fini code ABAQUS. Le modèle d'éléments finis est illustré à la (Fig.III3.3.3).

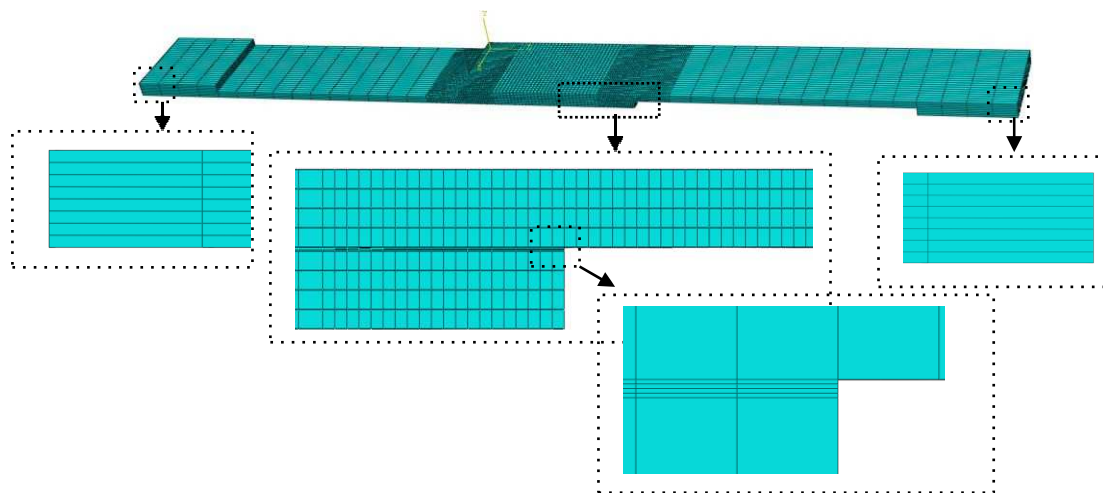


Fig.III3.3.3 Maillage typique de la structure globale du joint collé

### III.3.5 Résultats et analyse

Avec le calcul par éléments finis utilisant le code de calcul ABAQUS, on pourrait déterminer la contraintes de cisaillement et de pelage dans la couche adhésive pour différents paramètres géométriques à savoir l'épaisseur des substrats et de l'adhésif ainsi que l'angle de congé de l'adhésif et l'angle de biseau de l'adhérent.

## Chapitre III Présentation des études de simulation sur patch composite et défauts de collage

Les résultats de différentes contraintes basées sur différents paramètres ont été introduits dans un code nommé MODDE pour établir un plan d'expérience afin de déterminer les facteurs les plus influents sur les valeurs des contraintes de pelage et de cisaillement.

Les résultats des expériences sont réalisés selon le plan des expériences factorielles. Tableau III3.4.2 montre la matrice d'expérience.

Après avoir étudié l'effet des différentes formes géométriques possibles de l'adhésif et des adhésifs bords (avec et sans biseautage de l'adhérent, avec et sans filet de colle), nous avons analysé l'influence de chaque facteur des différentes géométries sur les contraintes de cisaillement et de pelage dans la couche adhésive

$e_a$	$e_p$	$\alpha_p$	$\alpha_a$	$\tau_{xy}$	$\sigma_{yy}$	iter
0.243	2	0.0003	59.999	4.1112	1.798	165
0.189	2.015	59.3476	59.998	3.0568	1.167	163
0.271	3.9994	31.1623	60	8.0857	3.005	201
0.250	4	59.9768	59.999	5.8847	1.515	170
0.187	2.0001	59.993	59.475	3.0008	1.233	269
0.242	2.0002	0.0004	59.999	4.1124	1.797	162
0.197	2.0504	59.778	59.957	3.0658	1.272	89
0.228	2.0048	52.056	59.515	3.2375	1.297	39

**Tableau III3.4.2** Dimensions optimales des facteurs géométriques[92]

### III.3.5.1 Effet de l'épaisseur de colle

L'épaisseur de la couche adhésive est un paramètre géométrique important. Les études numériques de Madani et al. (2015, 2009)[96] montrent qu'une augmentation de l'épaisseur de l'adhésif entraîne une réduction de la contrainte de cisaillement, c'est-à-dire que pour une épaisseur assez importante, l'adhésif devient très résistant et se comporte comme un troisième matériau. De plus, la rupture devient de plus en plus adhésive lorsque l'épaisseur de la colle augmente.

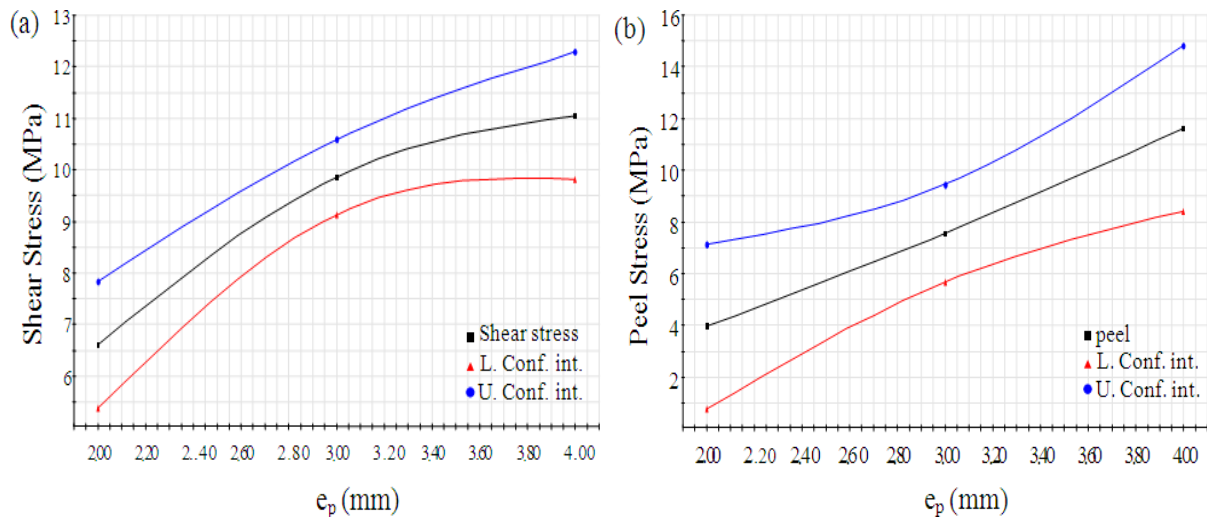
Selon Madani et al. (2009)[96] l'optimum l'épaisseur de la couche adhésive est comprise entre 0,1 et 0,2 mm.

### III.3.5.2 Effet de l'épaisseur de l'adhésif

La (Fig. III3.3.4), illustre l'effet de l'épaisseur des adhésifs «  $e_p$  » sur les contraintes de pelage et de cisaillement. On constate que l'augmentation de l'épaisseur de l'adhérent «  $e_p$  » entraîne une augmentation des contraintes ; cette montée des contraintes peut atteindre 40% pour le cisaillement et 65% pour la contrainte de pelage.

L'augmentation de l'épaisseur de la surface adhésive provoque un moment de flexion important en plus de la charge excentrique qui peut conduire à déviations de l'assemblage (Karachalios et al. 2013)[97]

Les variations de contraintes locales près des bords de la zone de recouvrement sont caractérisées par des dégradés. Les gradients des contraintes des composants dépendent des propriétés élastiques des adhérents, de l'adhésif et de la géométrie commune.



**Fig. III.3.4** Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage en fonction de l'épaisseur de l'adhésif[92]

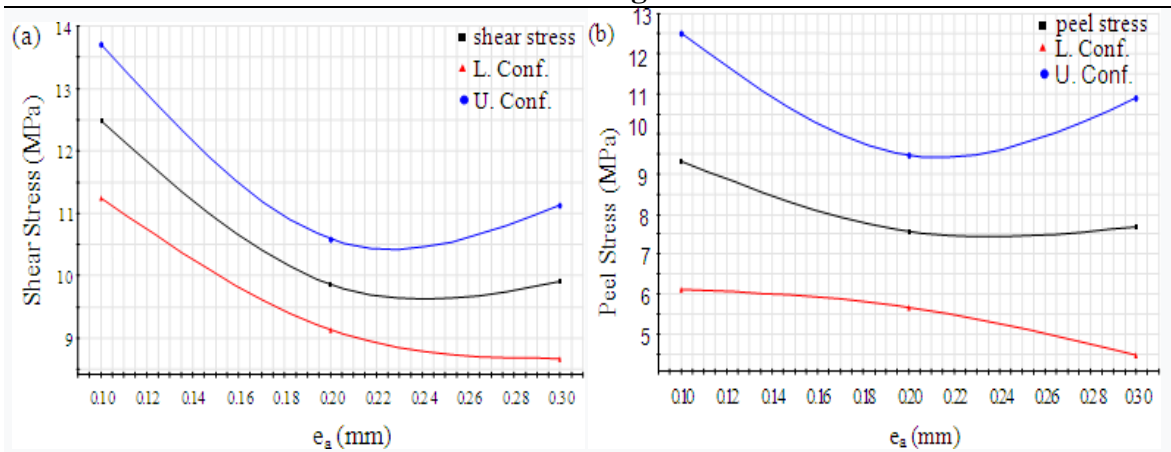
### III.3.5.3 Effet de l'angle de biseutage du support

La géométrie des joints à adhérences arrondies étudiée expérimentalement par Zhao et al. (2011)[98] ont montré que pour un adhésif ductile, la résistance des joints avec des coins d'adhérence pointus était légèrement plus élevés que ceux des joints avec différents degrés d'arrondi des coins adhérents. Il semble que les contraintes ou déformations dans une zone finie autour du point de concentration de contraintes régissent la rupture du recouvrement les articulations.

Les deux modifications géométriques de l'adhésif et du bord adhérent ont en même temps montré un effet significatif sur les niveaux de chevauchement du bord. Dans cette étude, la variation du biseau l'angle provoque automatiquement la variation de l'angle du congé de colle. Le Biseutage des bords des adhérents peut sembler intéressant, puisque la réduction de l'épaisseur à ce niveau minimise le moment de flexion autour du joint provoquant ainsi une diminution de les contraintes excessives de pelage et les contraintes de cisaillement (Fig. III.3.5). On constate que l'augmentation de l'angle de biseutage de l'adhérent  $\alpha_p$  entraîne une réduction significative des contraintes. Cette réduction de la contrainte dans l'adhésif est de l'ordre de 36% pour la contrainte de cisaillement et 44% pour la contrainte de pelage.



### Chapitre III Présentation des études de simulation sur patch composite et défauts de collage



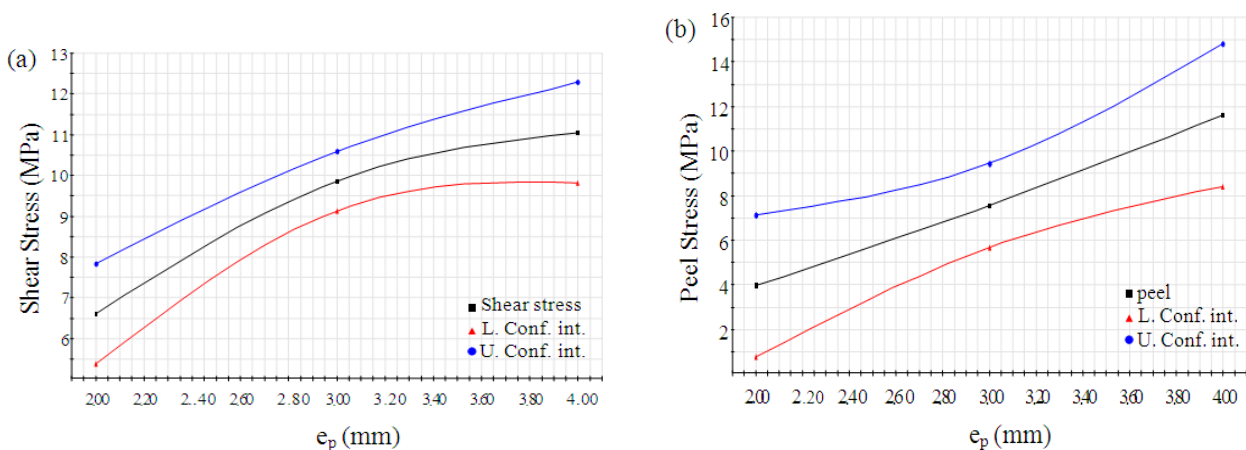
**Fig. III.3.5** Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage en fonction de l'angle de biseautage de l'adhésif[92]

#### III.3.5.4 Effet de l'angle de congé de l'adhésif

Dans de nombreuses études (Karachalios et al. 2013)[97], il a été démontré que les filets réduisaient considérablement les pics de contraintes aux extrémités des joints. L'utilisation d'entretoises chanfreinées est l'un des moyens les plus efficaces pour contrôler l'épaisseur de la ligne de liaison (Dorn et Liu 1993)[99]. Zhao et al. (2011)[98] et da Silva et al. (2007) montre qu'un filet de colle autour du joint améliore encore la résistance mécanique de l'assemblage que le biseautage des adhérents.

En effet, la présence d'un angle de congé adhésif augmente la zone de collage minimisant ainsi les contraintes concentration au bord de l'adhésif. Cette réduction varie avec la variation de l'angle du congé, il est préférable d'augmenter l'angle du congé adhésif pour avoir une longueur de recouvrement assez conséquente.

L'influence de l'angle de congé adhésif " $\alpha$ " sur la contrainte de pelage et la contrainte de cisaillement est illustrée dans (Fig. III.3.6). Cela montre que l'augmentation de l'angle de congé adhésif résultant en des contraintes inférieures de 34 % de la contrainte de cisaillement et 90% pour la contrainte de pelage.



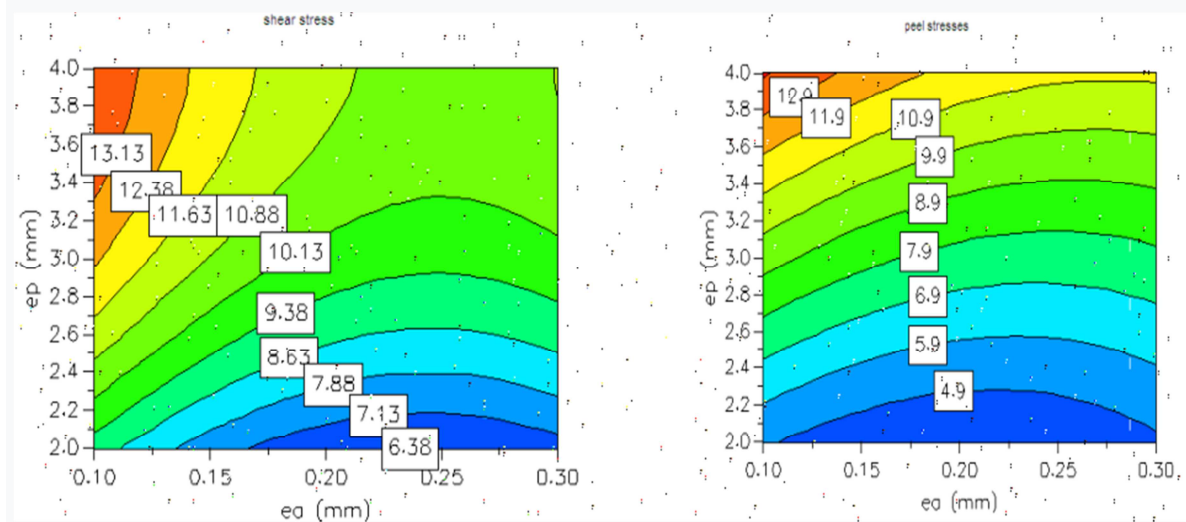
**Fig. III.3.6** Tracés de prédiction selon : (a) la contrainte de cisaillement ; (b) contraintes de pelage par rapport à l'angle de congé de l'adhésif[92]

**III.3.5.5 Effet d'interaction de différents facteurs sur la réponse**

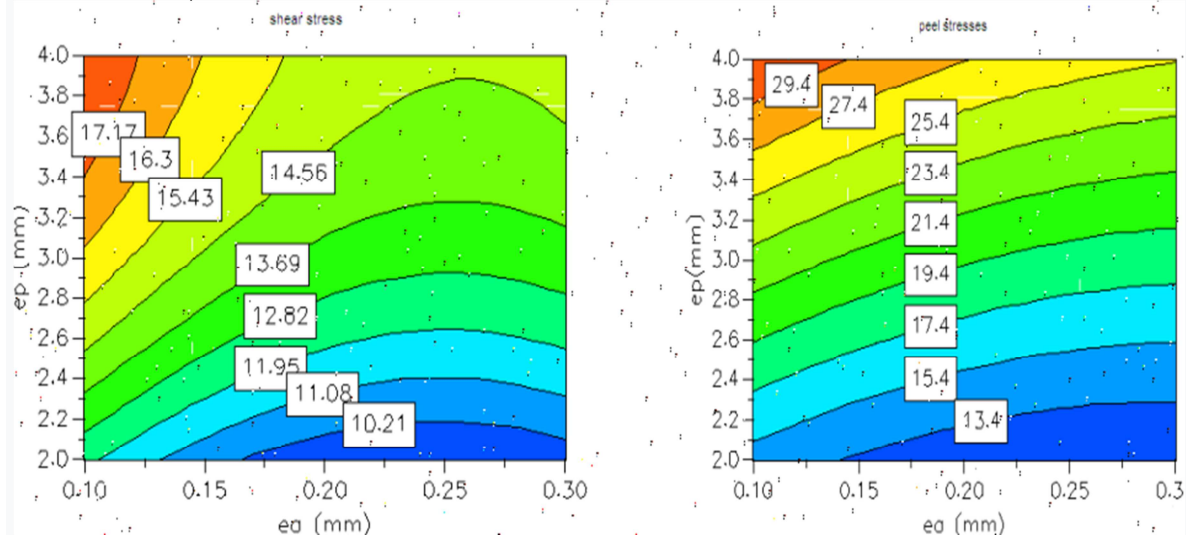
Les résultats des différents paramètres mentionnés précédemment sur la valeur du pelage et du cisaillement les contraintes sont illustrées à la (Fig. III3.3.7). Cette analyse considère l'effet de l'interaction entre deux facteurs(épaisseur de l'adhérent et épaisseur de l'adhésif) sur la contrainte de pelage et de cisaillement, tout en gardant les deux autres paramètres constants (angle du biseau de l'adhérent et de l'adhésif angle de congé).

A noter que la valeur minimale des contraintes de cisaillement correspond aux valeurs de l'adhérence épaisseur entre 2 et 2,15 mm et une épaisseur de colle de 0,2 et 0,23 mm avec un biseautage l'angle de l'adhérent  $\alpha_p = 60^\circ$  et l'angle de congé de l'adhésif  $\alpha_a = 60^\circ$ . Pour les contraintes de pelage la valeur minimale correspond aux valeurs de l'épaisseur de l'adhérent comprises entre 2 et 2,5 mm, une épaisseur de colle comprise entre 0,18 et 0,2 mm avec un angle de biseautage de adhérence  $\alpha_a=60^\circ$  et angle de congé de l'adhésif  $\alpha_p=60^\circ$ . [92]

Pour:  $\alpha_a=30^\circ/\alpha_p=30^\circ$



Pour:  $\alpha_a=0^\circ/\alpha_p=0^\circ$



Pour :  $\alpha_a=60^\circ/\alpha_p=60^\circ$

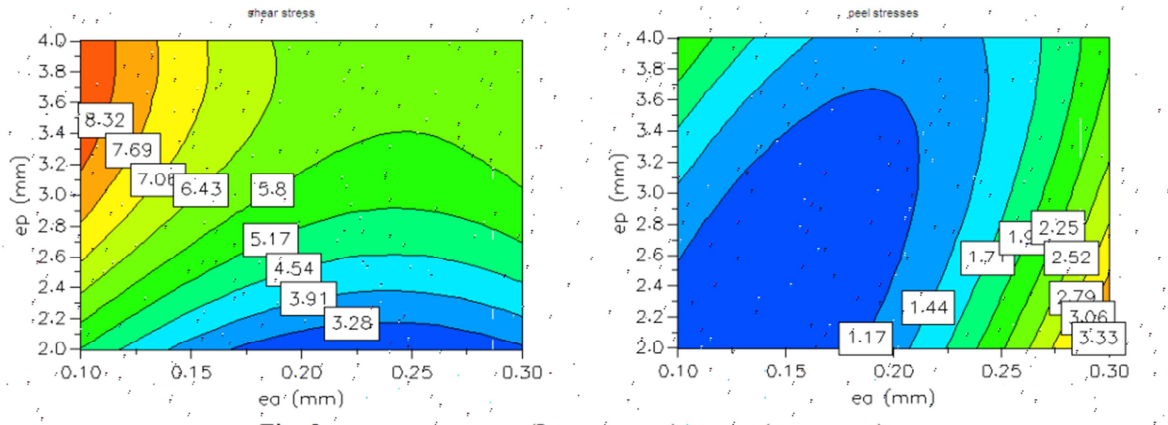


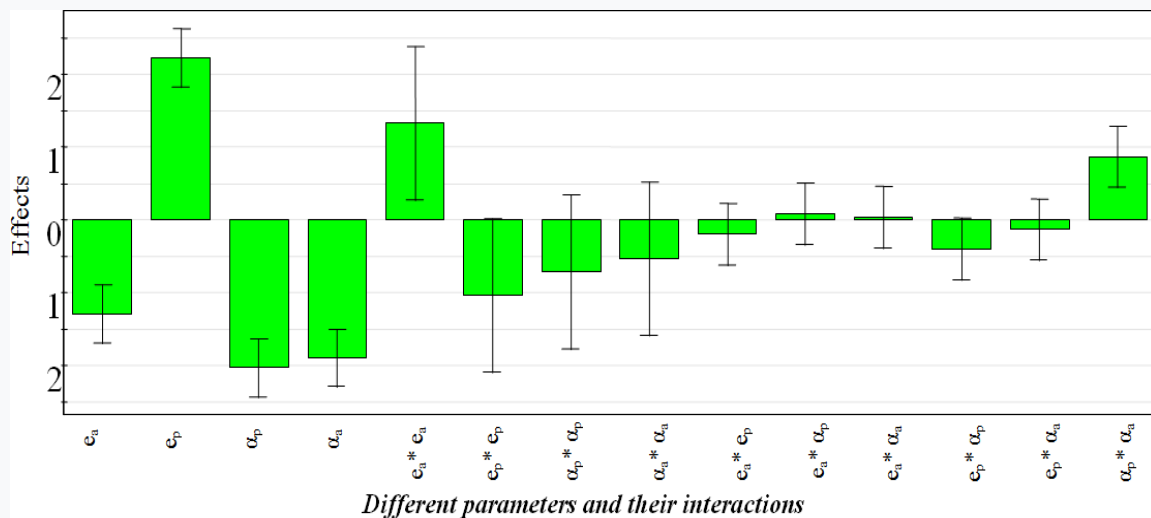
Fig. III.3.7 contours réponse (Iso-réponse) versus (ea,ep,αa,αp)[92]

### III.3.5.6 Effet de différents facteurs sur les contraintes de pelage et de cisaillement

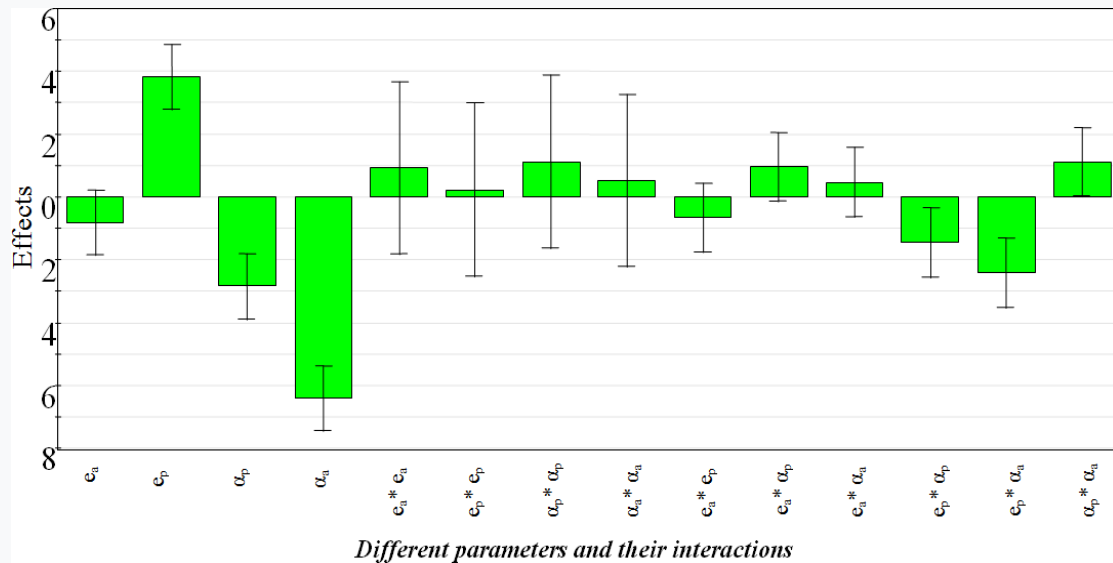
Il est important d'étudier l'effet de différents facteurs sur la performance d'un joint à recouvrement simple. Ces effets sont représentés par un histogramme. Ce diagramme montre les effets par ordre décroissant de leur importance en valeur absolue. Les effets de tous les termes des facteurs (linéaire, quadratique et croix) sur la contrainte de cisaillement et les contraintes de pelage sont illustrées à la (Fig. III.4.6).

L'analyse de ces diagrammes montre que l'effet des deux facteurs l'angle de biseau de la l'angle d'adhérence " $\alpha_p$ " et l'angle de congé adhésif " $\alpha_a$ " sont les plus significatifs et les plus dominants dans la optimisation des paramètres géométriques d'un assemblage collé. Le deuxième facteur dominant est l'épaisseur de l'adhésif " $ea$ " et enfin, l'épaisseur de l'adhésif " $ep$ " comme facteur ayant un effet significatif sur la distribution des contraintes dans un seul joint collé.[92]

Le tableau III.4.2 illustre le point optimal trouvé par le logiciel MODDE. En effet, les valeurs les plus basses de la



(a)



(b)

Fig. III.3.8 Effets des différents paramètres et leurs interactions : (a) Contrainte de cisaillement (b) Contrainte de pelage[92]

### III.4 CONCLUSION

En rappelant brièvement les principaux résultats des travaux effectués sur les réparations par patches composites. Nous concluons ce qui suit :

- La réparation composite collée est un moyen efficace et une méthode rentable pour prolonger la durée de vie en fatigue des composants fissurés dans les structures.
- La réparation par patch collé peut empêcher ou retarder la ré initiation ou la propagation des fissures.
- il a été constaté que certaines fissures de la matrice s'initient et se développent dans les stratifiés composites avant l'apparition d'une défaillance adhésive, ce qui explique les bruits de fissuration mineurs entendus avant une défaillance catastrophique.
- Selon l'observation des surfaces de rupture des spécimens testés, il est conclu que les modes de rupture des différents groupes sont similaires. Le mode de rupture dominant est la rupture cohésive de l'adhésif, accompagnée de fissures partielles à 45° et 90° de la matrice du patch composite. La résistance à la rupture est influencée par la participation aux dommages de la rupture de l'adhésif. Plus la rupture d'adhésif participe aux dommages, plus la résistance ultime sera faible.
- La résistance diminue progressivement avec l'augmentation de la taille des défauts 3D grâce à l'analyse numérique. La valeur de réduction de la résistance est supérieure à la proportion de zones de défauts, quelle que soit la forme des défauts. L'enquête sur la forme des défauts montre que la baisse maximale de la résistance des composites réparés par écharpe se produit avec des défauts triangulaires.

---

### Chapitre III Présentation des études de simulation sur patch composite et défauts de collage

---

- La réduction des contraintes qui peut améliorer la durabilité du SLJ. Le maximum
- valeur de la contrainte de cisaillement et de pelage obtenue pour les couches minces de l'adhésif, l'augmentation de cette dernière conduit à une diminution des contraintes de l'ordre de 21% de la contrainte de cisaillement et 19% pour le pelage stresser. Ces contraintes diminuent avec l'épaisseur en se stabilisant à sa valeur minimale lorsque l'épaisseur de l'adhésif est de  $e_a=0,23$ .
- L'augmentation de l'épaisseur de l'adhérent provoque une augmentation des contraintes ; cette montée des contraintes peut atteindre 40 % pour la contrainte de cisaillement et 65 % pour la contrainte de pelage.
- La présence d'adhésif de filet dans le SLJ augmente la zone de collage minimisant ainsi la concentration de contraintes au bord de l'adhésif. L'augmentation de l'angle du cordon adhésif se traduit par des contraintes inférieures à 34% de la contrainte de cisaillement et 90% pour la contrainte de pelage
- L'augmentation de l'angle de biseautage de l'adhérent entraîne une réduction significative des contraintes. Cette diminution de la contrainte dans l'adhésif est de l'ordre de 36% de la contrainte de cisaillement et de 44% pour la contrainte de pelage..

---

---

## *Conclusion générale*

---

---

---

## Conclusion générale

---

Au terme de ce mémoire, qui synthétise le projet de fin d'études de notre cursus universitaire au sein du département de génie mécanique de la faculté des sciences appliquées de l'université de Tiaret, le fait de traiter une problématique issue du milieu professionnel et industriel nous a donné l'occasion d'acquérir et de renforcer nos connaissances sur les réalités économiques et techniques du pays. En outre, le thème traité par notre projet de fin d'études nous a facilités en tant qu'étudiant l'intégration progressive dans notre future cadre de travail

Les résultats obtenus dans ce travail montrent que les paramètres géométriques et mécaniques de la réparation déterminent sa durabilité et sa performance en retardant voire en freinant la propagation de la fissure (arrêt de la fissure) et de réduire les contraintes de cisaillement dans le joint adhésif. Les propriétés géométriques et mécaniques, analysées, sont respectivement ,effet de l'épaisseur de l'adhésif, effet de l'angle de biseautage de l'adhérent ,effet de l'angle de congé de l'adhésif ,effet d'interaction de différents facteurs sur la réponse, effet de différents facteurs sur les contraintes de pelage et de cisaillementL'ensemble des études réalisées permet de dégager les conclusions suivantes :

-La présence d'un patch composite réduit considérablement la concentration des contraintes. Ce renforcement peut retarder l'amorçage de la fissure augmentant ainsi la durée de vie de la structure.

- Les paramètres géométriques et mécaniques du patch composite déterminent la durabilité et la performance de la réparation. Ils permettent la stabilisation des défauts de fissuration par une forte réduction de l'énergie de rupture en têtes de fissure réparée et une minimisation du risque du dommage de la couche adhésive, par une réduction des contraintes de cisaillement dans le joint adhésif, responsables de l'amorçage et de la propagation du décollement du patch de la plaque.

-L'optimisation des propriétés de l'adhésif et de son «épaisseur est recommandée afin de maximiser l'efficacité de la réparation et réduire le risque de la rupture de l'adhésion entre la structure fissurée et le patch en composite.

-La durée de vie d'une structure réparée est limitée par celle de l'adhésif ; sa rupture ou sa décohésion provoque le détachement du renfort composite, ou son endommagement. L'épaisseur de la colle est un paramètre déterminant sur le comportement du renforcement. L'adhésif est l'agent responsable du transfert de charge de la plaque vers le patch. Une faible épaisseur donne une énergie de rupture faible,mais elle peut engendrer l'augmentation des niveaux des contraintes de cisaillements et de pelages qui à leur tour provoquent la rupture de l'adhésion. Une forte épaisseur provoque, l'augmentation de l'énergie de rupture en pointe de fissure. Une colle de faibles propriétés mécaniques donne un gain appréciable pour une réparation par patch. Ce gain diminue pour une colle rigide de propriétés mécaniques élevées.

-L'augmentation de l'épaisseur du patch à une dimension optimale fait diminuer le facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure.

-L'effet de l'orientation de fibres du pli adjacent au joint collé n'est pas négligeable, elle à une influence significative sur les performances de réparation. Ce paramètre peut changer le scénario d'endommagement et donc il doit être optimisé. L'orientation des fibres à 0° du pli du patch adjacent conduit à la meilleure résistance des éprouvettes réparées par patch.

---

***RÉFÉRENCES***  
***BIBLIOGRAPHIQUES***

---



- [1] J.E. Rice. A path independent integral and the approximate analysis of strain concentrations by notches and cracks, *Journal of Applied Mechanics*, vol. 35, 1968, pp. 379-386.
- [2] J.A. Beley et J.D. Landes, The J integral as a fracture criterion, ASTM STP 514, American Society for Testing And Materials, Philadelphia, 1972, pp. 1-20.
- [3] G.R. Irwin, Analysis of stresses and strains near the end of crack traversing a plate', *Journal of Applied Mechanics*, vol. 24, 1957, pp. 361-364.
- [4] A.A. Griffith, The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, Vol. A221, 1920, pp. 163-198.
- [5] A.A. Wells. Unstable crack propagation in metals: cleavage and fast fracture, *cranfield crack propagation symposium*, vol.1, pp.210-230, 1961.
- [6] Westergaard H.M. (1939). Bearing pressures and cracks, *Trans. ASME, Journal. Appl. Mech*,
- [7] C.F. Shih. Relationship between the J integral and the crack opening displacement for stationary and extending cracks. *Journal of the Mechanics and physics of solids*, vol. 29, pp, 305-326, 1981.
- [8] J.N. Robinson et A.S. Tetelman. Measurement of KIC on small specimens using critical crack tip opening displacement fracture toughness and slow stable cracking, *ASTM STP 595*, pp, 139-158, 1974
- [9] D. Brock. Correlation between stretched zone size and fracture toughness. *Engineering Fracture Mechanics*, vol 6, pp. 173-181, 1974.
- [10] G.R. Irwin. *Fracturing of metals* ASM, Cleveland, Ohio, p.147, 1949
- [11] D.S. Dugdale. Yielding of steel sheets containing slits, *J. of the mechanics and physics of solids* 1960.
- [12] *Glossaire des matériaux composites - carma – Actualisation octobre 2006.*
- [13] Beztout M, Boukerrou A, Djidjelli H, Barres C, Fenouillot F. Effects of acetylation process and cellulose content on the mechanical, thermal, morphological and rheological properties of poly (vinyl chloride)/cellulose composites. *Cellulose Chemistry and Technology Cellulose* 49: 517-528. (2015).
- [14] Mokaloba N, Batane R. The effects of mercerization and acetylation treatments on the properties of sisal fiber and its interfacial adhesion characteristics on polypropylene. *International Journal of Engineering, Science and Technology* 6: 83-97. (2014).
- [15] D. Gay. *Matériaux composites*. Hermès, 5ème édition, 1997.
- [16] M. Geier, D. Duedal «*Guide pratique des matériaux composites*», TEC & DOC (Lavoisier), Paris, 1985, 349P.
- [17] Jean-Marie Berthelot “*Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures*” 4ième édition vol (645) Avril 2005.
- [18] Polycopié de cours : *Matériaux Composites* Département Génie Mécanique Université Larbi Tébessi – Tébessa Dr. DEGHBODJ Samir.
- [19] Haddadi Manel, «*étude numérique avec comparaison expérimental des propriétés thermoplastique des matériaux composites à matrice polymère*», mémoire master, université Al Hadj Lakhdar, Batna, 2011.
- [20] Baker A.A., L.R.F. Rose and .R. Jones, A. *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structures*, Published by Elsevier 2002.

- [21] AFNOR Adhésifs-termes et définitions. Rapport technique NF EN 923, Janvier 2006
- [22] sylvain Popineau. Durabilité en milieu humide d'assemblages structuraux colle type aluminium/composite. Thèse de doctorat. L'école des Mines de paris 2005
- [23] M. Barquins, K. Fadel, "Adhésion et collage," Découverte, vol. 271, pp. 31-46, 1999.
- [24] P. Cognard, "Collage des matériaux- Mécanismes, classification des colles," Techniques de l'ingénieur, vol. BM7615, 2002.
- [25] Mlle HADJ MOHAMED BOUCHEKARA Najla -Thèse Optimisation de la durabilité des réparations des structures aéronautiques par patches en composites. UNIVERSITE DE SIDI BEL ABBES.
- [26] F. Elbing, N. Anegreh, L. Dorn, E. Uhlmann Dry ice blasting as pretreatment of aluminum surfaces to improve the adhesive strength of aluminum bonding joint. International Journal of adhesion & adhesive, 23:63-79,2003
- [27] L.J Hart-smith. A peel-type durability test coupon to assess interfaces in bonded, co-bonded composite joint, International Journal of Adhesion & Adhesives, 1+:181-191,1999
- [28] K.L. Mittzl, pizza : Adhesion promotion Techniques :Technical Applications. Mareel Dekker, 1999.
- [29] Silva- 6 M. E. R. Shanahan, GFP 7, 247 (1987).
- [30] Silva-Popinou (pdf) 10 W. D. Bascom and R. L. Patrick, Adhesive Age, 25-32 (1974).
- [31] Silva-Popinou (pdf) sylvain popineau. Durabilité en milieu humide d'assemblages structuraux colles type aluminium/composite. Thèse de doctorat. L'Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris. 2005. France
- [32] COGNARD J. Science et technologie du collage. Presses polytechniques et universitaires romandes. Lausanne 2000.
- [33] WENZEL RN. – Resistance of solid surfaces by water. Ind. Eng. Chem. 1936 ; 25: 88-994.
- [34] H. Monternot, D. B'énazet, and H. Ancenay. Guide du collage. CETIM, 1978.
- [35] AJ. Kinloch. Adhesion and Adhesives. New-York : Chapman & Hall, 1987.
- [36] V. Safavi-Ardebili, JK. Spelt, and AN. Sinclair. Experimental investigation of the interphase in an epoxy-aluminum system. Journal of Adhésion, 62:93–111, 2000.
- [37] Hexcel Composites. Redux 312 - modified epoxy film adhesive – product data, Mars 2007. publication RTA027b.
- [38] D. Peretz and Y. Weitsman. The nonlinear viscoelastic characterization of fm-73 adhesive. Journal of rheology, 26(3):245–261, 1982.
- [39] WK. Chiu and R. Jones. Unified constitutive model for thermoset adhesive, fm73. International Journal of Adhesion and Adhesives, 15(3):131–136, 1995.
- [40] D. Peretz and Y. Weitsman. The nonlinear thermoviscoelastic characterization of fm-73 adhesive. Journal of rheology, 27(2):97–114, 1983.
- [41] J. Skrzypek. Plasticity and creep. Warsaw: PWN, 1986.
- [42] AS. Wineman and KR. Rajagopal. Mechanical response of polymers. Cambridge University Press, 2000.
- [43] AD. Crocombe. Modelling and predicting the effects of test speed on the strength of joints made with fm73 adhesive. International Journal of Adhesion and Adhesives, 15:21–27, 1995.

- [44] XX. Yu, AD. Crocombe, and G. Richardson. Material modelling for rate-dependent adhesives. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 21:179–210, 2001.
- [45] G. Dean and R. Mera. Modelling creep in toughened adhesives for finite element analysis, 2004.
- [46] P. Majda and J. Skrodzewicz. A modified creep model of epoxy adhesive at ambient temperature. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29:396–404, 2009.
- [47] G. Goulios and Z. Mariola-Riga. Composite patch repairs for commercial aircraft :Compres. *Air and Space Europe* 3, pages 143-147, 2001.
- [48] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [49] Baker, A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite Structures* 47 (1999), 431–443.
- [50] Baker, A., and Jones, R. Bonded repair of aircraft structures. MartinusNijhoff Publishers, ISBN: 90-247-3606-4, 1988.
- [51] Grabovac, I., R. A. Bartholomeusz, and A. A. Baker. Composite Reinforcement of a Ship Surperstructure-Project Overview. *Composites*, 24: 501-509, (Number 6, 1993).
- [52] DEHEEGER. A. Etude des effets thermiques dans des joints collés Application à des structures renforcées par patches composites. Thèse de Doctorat Université Blaise Pascal - Clermont II. 2009
- [53] Guocai Wu and JM. Yang. The mechanical behavior of glare laminates for aircraft structures. *Journal of the minerals, metals and materials society*, 57:72-79, 2005.
- [54] I. Grabovac, D. Whittaker. Application of bonded composites in the repair of ships structures – A 15-year service experience. *Composites : Part A* 40 (2009) 1381-1398
- [55] G. Savage, M. Oxley. Repair of composite structures on Formula 1 race cars. *Engineering Failure Analysis*. 17(1), 2010, Pages 70-82.
- [56] J. Yao, J.G. Teng, J.F. Chen. Experimental study on FRP-to-concrete bonded joints. *Composites : Part B* 36 (2005) 99-113.
- [57] R. Wegman and J. Van Twisk, “Surface preparation techniques for adhesive bonding,” 2012.
- [58] C. Duong. and C. H. Wang, “Theory of bonded doublers and bonded joints,” *Compos. Repair*, pp. 8–68, 2007.
- [59] A. Okafor, N. Singh, U. Enemuoh, and SV Rao -, “Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels,” *Compos. Struct. Elsevier*, 71 (2005) 258-270.
- [60] K. Madani, S. Touzain, X. Feaugas, M. Benguediab, and M. Ratwani, “Numerical analysis for the determination of the stress intensity factors and crack opening displacements in plates repaired with single and double composite patches,” *Comput. Mater.*, 42 (2008) 385-393.
- [61] J. Klug and C. Sun -, “Large deflection effects of cracked aluminum plates repaired with bonded composite patches,” *Compos. Struct. Elsevier*, 42(1998) 291-296.
- [62] C. Wang, L. Rose, and R. Callinan, “Analysis of out-of-plane bending in one-sided bonded repair,” *Int. J. Solids Elsevier*, 35(1998) 1653-1675

- [63] G. Tsai and S. Shen, "Fatigue analysis of cracked thick aluminum plate bonded with composite patches," *Compos. Struct.*, 64 (2004) 79-90.
- [64] A. Kumar and S. Hakeem -, "Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet," *Compos. Struct. Elsevier*, 49 (2000) 285-292.
- [65] H. Hosseini-Toudeshky and B. Mohammadi , "Mixed-mode numerical and experimental fatigue crack growth analyses of thick aluminium panels repaired with composite patches," *Compos. Struct. Elsevier*.91 (2009)1-8.
- [66] D. Ouinas, B. Bouiadjra, B. Achour, and N. Benderdouche., "Modelling of a cracked aluminium plate repaired with composite octagonal patch in mode I and mixed mode," *Materials and Design Elsevier*, 30 (2009) 590-595.
- [67] C. Chue and TJC Liu - C, "The effects of laminated composite patch with different stacking sequences on bonded repair," *Composites Engineering. Elsevier*. 5 (1995) 223-230
- [68] R. Brighenti, "Patch repair design optimisation for fracture and fatigue improvements of cracked plates," *Int. J. solids and Structures, Elsevier*, 44 (2007) 1115-1131.
- [69] A. Albedah, B. Bouiadjra, R. Mhamdia, and F Benyahia -, "Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape," *Mater. & Design Elsevier*, 32 (2010)996-1000.
- [70] M. Rachid, B. Serier, B. Bouiadjra, M. Belhouari, "Numerical analysis of the patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures," *Compos. Part B Elsevier*, 71 (2011)1-7.
- [71] Y. W. Kwon, W. Y. Lee, A. S. McGee, D. C. Hart, D. C. Loup, and E. A. Rasmussen, "Analytical Model for Prediction of Reduced Strain Energy Release Rate of Single Side-Patched Plates," *Appl. Compos. Mater.* 2013.
- [72] S. Naboulsi and S. Mall , "Thermal effects on adhesively bonded composite repair of cracked aluminum panels," *Theor. Appl. Fract. Elsevier*.26 (1997)1-12.
- [73] D. Roach and K. Rackow , "Development and validation of bonded composite doubler repairs for commercial aircraft," *Aircr. Sustain. Repair Elsevier*, 2007.
- [74] I. Grabovac, "Bonded composite solution to ship reinforcement," *Compos. Part A Appl. Sci.*, 34 (2003) 847-854.
- [75] D. McGeorge, A. T. Echtermeyer, K. H. Leong, B. Melve, M. Robinson, and K. P. Fischer, "Repair of floating offshore units using bonded fibre composite materials," *Compos. Part A Elsevier*,40 (2009) 1364-1380.
- [76] A. ZEGHLOUL. Concept fondamentaux de la mécanique de la rupture.
- [77] Bénédicte LE CROM Sous la direction de Michel CASTAINGS Correspondant scientifique DGA : Gilles Raimondi " Evaluation ultrasonore des réparations de structures métalliques par collage de patchs composites" .
- [77] KOUIDER.MADANI- Etude numérique et expérimentale de la technique de réparation des structures aéronautiques par patch en composite, cas de l'Aluminium 2024T3 Réparée par composite-Thèse - université de SBA-U DL 2007 .P32-7L4.
- [78]. Thèse, Marie Pierre FOULC, durabilité des assemblages par colles : état de l'art. (2008).
- [79] P. Coudor. Analyse fine du mécanisme d'interaction dans les structures souples assemblées par collage. PhD thesis, Université Blaise Pascal - Clermont II, 2009.

- [80] L.Pierre; Etude de l'influence de défauts sur les propriétés mécaniques de matériaux composites fabriqués par le procédé de placement de fibres école polytechnique de Montréal 2011
- [81] J.Pavan, "Etude du comportement de composites stratifiés sous chargement statique et de fatigue", thèse en mécanique, Université de la Méditerranée Aix-Marseille II, 2004.
- [82] O. Westphal, Analyse thermomécanique de l'endommagement en fatigue de stratifiés carbone/époxy: détermination de la limite d'endurance à partir d'essais d'auto-échauffement. Thèse de Doctorat de l'Ecole Centrale de Nantes, 2014.
- [83] D. Gay. Matériaux composites. Hermès, 5ème édition, 1997.
- [84] J.M. Berthelot. Mécanique des matériaux et structures composites. Lavoisier, 4ème édition édition, 2010.
- [85] C.A.R.M.A, "Glossaire des Matériaux Composites Renforcés des Fibres d'origine Renouvelable," 2006.
- [86].Davis M.J., McGregor A., Assessing adhesive bond failures: mixed-mode bond failure explained. ISASI Australian Safety Seminar, Canberra, 4-6 June 2010.
- [87].Davis M.J., Bond D.A., The importance of failure mode identification in adhesive bonded aircraft structures and repairs. 12th ICCM, Paris, 05-09 July, 1999.
- [88] Madani, K., et al.: Numerical analysis for the determination of the stress intensity factors and crack opening displacements in plates repaired with single and double composite patches. *Comput. Mater. Sci.* 42(3), 385–393 (2008).
- [89] Wei Feng, Fei Xu, Jialei Yuan, Yuyan Zang, Xiaoyu Zhang Focusing on in-service repair to composite laminates of different thicknesses via scarf-repaired method *Composite Structures* (2018), doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.09.096>
- [90] Kosmann J, Holzhüter D, Gunnion AJ, Hühne C. Experimental and finite element analysis of bondline flaw criticality in composite scarf joints. In: 16th European conference on composite materials (Eccm-16), Seville, 22-26 June; 2014.
- [91] Hayes-Griss JM, Gunnion AJ, Khatibi AA. Damage tolerance investigation of high-performance scarf joints with bondline flaws under various environmental, geometrical and support conditions. *Compos Part A-Appl S* 2016;84:246-255.
- [92] .M. Elhannani et al : A new analytical approach for optimization design of adhesively bonded single-lap joint.
- [93] ABAQUS/Standard: User's Manual, Karlsson and Sorensen (2005).
- [94] Madani, K., Touzain, S., Feugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. *Computational Materials Science*, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016/j.commatsci.2009.12.005.
- [95] Madani, K., Mokhtari, M., Belhouari, M. and El hannani, M. (2013), "Effect of modifying the edges of the adherents and the adhesive on the stress distribution over the width and length of recovery, case of a single lap joint", *Int. J. Min. Metal. Mech. Eng.*, 4(1), 262-267.
- [96] Madani, K., Boukhoulda, B.F., Touzain, S. and Feugas, X. (2009), "Numerical analysis of the notch effect on tangential stress distribution of the adhesive layer used for bonding two aluminum adherend 2024-T3", *Comptes Rendus des JNC 16-Toulouse, France*.

- [97] Karachalios, E.F., Adams, R.D. and da Silva, L.F.M. (2013), “Single lap joints loaded in tension with high strength steel adherends”, *Int. J. Adhes. Adhes.*, 43, 81-95.
- [98] Zhao, X., Adams, R.D. and da Silva, L.F.M. (2011), “Single lap joints with rounded adherend corners: experimental results and strength prediction”, *J. Adhes. Sci. Technol.*, 25(8), 837-56.
- [99] Dorn, L. and Liu, W. (1993), “The stress state and failure properties of adhesive-bonded plastic/metal joints”, *Int. J. Adhes. Adhes.*, 13(1), 21-31.

## Résumé

Le patch par collage est l'une des techniques les plus innovantes utilisées pour la réparation des structures fissurées. Elle consiste à appliquer par collage une plaque en composite sur la zone endommagée dans le but de stopper la propagation de la fissure. Alors que, le collage peut avoir la présence de défauts géométriques au niveau de l'interface entre la structure fissurée et la plaque en composite utilisée pour la réparation. C'est l'objectif du présent travail, où nous allons essayer à l'aide d'une analyse par MEF d'étudier l'impact de ce type de défauts sur l'efficacité du patch.

**Mots- clés:** patch , collage , composite , éléments finis .

## Summary

Bonding patch is one of the most innovative technologies used to repair cracked structures. It consists in the application of a composite plate by sticking to the damaged area in order to stop the spread of the fissure. Since the bonding may have geometric defects at the interface between the cracked structure and the composite panel used for repair, and this is the aim of this work, where we will try to use a finite element analysis to study the effect of this type of defect on the efficiency of the correction.

**Keywords:** patch, bonding, composite, finite elements.

## ملخص :

تُعد رقعة الترابط واحدة من أكثر التقنيات المبتكرة المستخدمة لإصلاح الهياكل المتصدعة. وتتكون من تطبيق صفيحة مركبة عن طريق الالتصاق بالمنطقة التالفة من أجل إيقاف انتشار الشق. وحيث أن الترابط قد يكون به عيوب هندسية في الواجهة بين الهيكل المتصدع واللوح المركبة المستخدمة للإصلاح ، وهذا هو الهدف من هذا العمل ، حيث سنحاول استخدام تحليل بواسطة طريقة العناصر المنتهية لدراسة تأثير هذا النوع من العيوب على كفاءة التصحيح.

**الكلمات المفتاحية:** التصحيح ، الترابط ، المركب ، العناصر المحدودة .