

RÉPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE



UNIVERSITÉ DE SIDI BEL ABBES  
FACULTÉ DE TECHNOLOGIE  
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

## Thèse

Pour l'obtention du diplôme de magister  
Spécialité : Génie Mécanique  
Option : mécanique des Matériaux

Présentée par Mlle HADJ MOHAMED BOUCHEKARA Najla

# ***Optimisation de la durabilité des réparations des structures aéronautiques par patches en composites***

Soutenue Décembre 2014 devant la commission d'examen :

***Président :***

♣ AMIRI Ahmed

♣ Professeur UDL de Sidi Bel Abbes

***Examineurs :***

♣ KADDOURI Khacem

♣ Professeur UDL de Sidi Bel Abbes

♣ BELHOUARI Mohamed

♣ Professeur UDL de Sidi Bel Abbes

♣ Mlle FEKIRINI Hamida

♣ Maître de conférences (A) UDL de Sidi Bel Abbes

***Directeur de thèse :***

♣ BACHIR BOUIADJRA Bel Abbes

♣ Professeur UDL de Sidi Bel Abbes

ANNEE 2014-2015

# *Dédicace*

*À la mémoire de ma grand-mère*

*À ma très chère tante Kheira*

*À toute ma famille*

*À tous mes amis tout spécialement*

*À ma très chère amie F.Z.MESSABIH*

*Je dédie cet humble travail*

*Najla*

## Remerciements

*Mes vifs remerciements et profondes gratitude à DIEU tout puissant qui m'a comblé des bienfaits de l'islam et de la science.*

*Mes profonds remerciements sont exprimés à Monsieur B.BACHIR BOUADJRA Professeur à l'Université de Djillali Liabes Sidi Bel Abbés, pour son aide précieuse, ses encouragements et son soutien favorable pour l'aboutissement de ce mémoire.*

*Je tiens à remercier infiniment Monsieur AMRJI Ahmed, Professeur à l'Université de Djillali Liabes Sidi Bel Abbés d'avoir accepté de présider le jury de soutenance.*

*Je remercie également Messieurs KADDOURI Khacem et BELHOUARI Mohamed, Professeurs à l'Université de Djillali Liabes Sidi Bel Abbés et Mlle FEKIRIJI Hamida Maître de conférences à l'Université de Djillali Liabes Sidi Bel Abbés qui m'ont fait l'honneur de bien vouloir examiner ce travail.*

*À tous les enseignants de l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés, qui ont contribué à notre formation, j'adresse mes remerciements les plus sincères.*

*Mes remerciements vont également à tous ceux qui m'ont aidé.*

*MERCI INFINIMENT*

## Résumé

Ce présent mémoire a pour objectif d'évaluer les performances de la réparation par patch en composites des fissuré émanant d'entailles de formes différentes (elliptique centrale, circulaire central, semi-circulaire latérale, en V latérale). Les contraintes de cisaillement et de pelage dans la partie adhésive d'une structure réparée ou renforcée par le collage d'un patch composite ont été analysées afin d'estimer la durabilité de la réparation. Le facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure réparée a été choisi comme critère pour quantifier l'efficacité de la réparation. Les résultats obtenus ont montré que les performances de la réparation sont fortement liées aux dimensions de la fissure et de l'entaille. Les entailles latérales sont plus dangereuses parce qu'elles présentent des facteurs de concentration de contraintes élevés. La réparation par double patch réduit plus l'intensité de contraintes en tête de fissure mais cette technique est difficilement applicable certaines zones de la structure aéronautique. Les propriétés de l'adhésif doivent être optimisées afin d'augmenter l'efficacité de la réparation et réduire le risque de la rupture de la couche adhésive entre la structure fissurée et le patch en composite.

**Mot clé :** Réparation, structure aéronautique, contraintes, adhésives, composites, méthode des éléments finie.

## Abstract

The present thesis aims to evaluate the performance of the composite patch repair of cracked from notches of different shapes (elliptical central, central circular, semi-circular side by side V). The shear and peel the adhesive part of a repaired or strengthened by bonding a composite patch structure were analyzed to estimate the durability of the repair. The stress intensity at the crack tip repaired factor was chosen as a criterion to quantify the effectiveness of the repair. The results obtained showed that the performance of the repair are strongly related to the dimensions of the crack and enraille. The lateral notches are most dangerous because they have higher concentrations of factor constraints. Repair double patch reduce more stress intensity at the crack tip but this technique is difficult to apply in some areas of aeronautical structures. The adhesive properties should be optimized to increase the efficiency of repair and reduce the risk of rupture of the adhesive layer between the structure and the cracked composite patch

**Keyword:** Repair, aerospace structure, constraints, adhesives, composites, method of finite elements.

## ملخص

تهدف الأطروحة الى تقييم أداء و إصلاح الهياكل المعدنية المتصدعة و المتشققة ذات أشكال مختلفة (بيضاوي الشكل المركزي، دائري مركزي، شبه دائرية جانبي ، جانبي شكله حرف V) اجهادات القص و نزع في الجهة اللاصقة للهيكل المصلح المعزز بالمواد المركبة الماصقة عليها قد تم تحليلها قصد تقييم فعالية و استدامة نوعية هذا التصليح.

معامل شدة الاجهادات في راس الشق المصلح قد تم اختيارها كمعيار لتحديد مدى فعالية التصليح.

النتائج المتحصل عليها قد أظهرت أن أداء التصليح مرتبطة ارتباطا وثيقا بأبعاد التصدع والفتحات. ان الفتحات الجانبية هي أخطر لأن لها عوامل تركيز أعلى من شدة الإجهاد.

الإصلاح بمواد مركبة ماصقة تنائيه تقلل أكثر شدة الاجهاد في رأس الشق لكن هذه التقنية صعبة التنفيذ بالنسبة لبعض مناطق هياكل الطيران.

إن خصائص الاصق يجب أن تكون المثلى لكي تتمكن من رفع و نجاعة و فعالية التصليح و التقليل من خطر انشقاق الطبقة اللاصقة بين الهيكل المشقق والمواد المركبة الماصقة عليها.

**الكلمة الرئيسية:** إصلاح، بنية الفضاء، والقيود والمواد اللاصقة والمواد المركبة، وطريقة العناصر المحدودة.

# SOMMAIRE

---

---

<b>INTRODUCTION GÉNÉRAL</b>	<b>1</b>
-----------------------------	----------

## **CHAPITRE I : GÉNÉRALITÉ SUR LE COLLAGE**

I.1. Introduction	4
I.2. Définitions	4
I.3. Classification des colles et adhésifs	4
I.3.1. Colles à base de résines thermodurcissables	5
a. Colles formophénoliques	5
b. Colles résorcine- formaldéhyde	6
c. Colles urée- formaldéhyde	6
d. Colles mélamine- formaldéhyde	6
e. Résines époxydes	7
f. Résines furaniques	7
g. Colles polyuréthannes	8
h. Silicones	8
I.3.2. Colles à base de résines thermoplastiques	8
a. Colles cellulosiques	9
b. Colles vinyliques	9
c. Colles polyacryliques	9
I.3.3. Matières plastiques diverses	10
a. Élastomères	10
b. Colles mixtes	10
c. Colles anaérobies (loctites)	10

I.4. Principes de collage	11
I.5. Mise en œuvre	11
I.5.1. Préparation des surfaces	12
I.5.2. Types d'accostages	12
I.6. Notions d'interphase	13
I.7. Mécanisme du collage	14
I.8. Les théories	15
I.9. Les assemblages collés	18
I.10. Caractérisation des assemblages collés	19
I.10.1 Tests mécaniques usuels	19
I.10.2 Clivage	20
a. Test de clivage à force imposée	20
b. Test de clivage à déplacement imposé	21
I.10.3 Torsion	22
I.11. Avantages et inconvénients du collage	23
I.11.1. Avantages	23
I.11.2. Inconvénients	23
<b>CHAPITRE II: DETERMINATION DES CONTRAINTES SUR LE JOINT DES ADHESIFS</b>	
<b>II.1. LA RUPTURE DANS LE JOINT COLLÉ</b>	<b>25</b>
<b>II.2. ANALYSE DES CONTRAINTES DANS LA COUCHE ADHESIVE</b>	<b>26</b>
II.2.1. Joint double recouvrement	26
a. Analyse élastique	27
b. Analyse élasto-plastique	31
c. Détermination de la contrainte de pelage	31



II.3.2. Joint simple recouvrement	40
a. Détermination du moment de flexion	41
b. Détermination de la contrainte de pelage	45
c. Détermination de la contrainte de cisaillement	51

### **CHAPITRE III : REPARATION DES STRUCTURES AERONAUTIQUES**

III.1. Introduction	56
III.2. Origine des dommages rencontrés en aéronautique	57
III.3. Les dommages en aéronautique	59
III.4. Les moyens de détection des dommages	61
III.4.1. Méthodes de contrôles destructifs	61
III.4.2. Méthodes de contrôles non destructifs	62
III.5. Réparations structurales en aéronautiques	62
III.5.1. Réparation par rivetage/boulonnage	62
III.5.2. Réparation par patch	64
a. Préparation de la réparation	64
b. Empilement des patches	66
c. Matériel et méthode	67
d. Difficultés rencontrées et voix d'améliorations du patch	68
III.6. Types de réparation	69
III.6.1. Réparation par rivetage/collage	69
III.6.2. Réparation par "saignement"	70
III.6.3. Réparation par injection	71
III.6.4. Réparations cosmétiques	73
III.6.5. Réparation par infiltration	73

### **CHAPITRE IV : ANALYSE PAR LA METHODE DES ELEMENTS FINIS DES FISSURES EMANANT D'ENTAILLE ET REPAIRE PAR PATCH EN COMPOSITE**

IV. 1.Introduction	75
--------------------	----

IV. 2. Méthode des éléments finie le	75
IV. 3. Modèle géométrique	77
IV.4 Maillage de la plaque	80
IV.5 Analyses et résultats	82
IV.5.1. Variation du FIC en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque non réparé	82
IV.5.2. Plaque avec entaille elliptique réparée par patch rectangulaire en composite	84
IV.5.3. plaque avec entaille circulaire centrale et réparée par patch en composite rectangulaire	88
IV.5.4. Plaque avec entaille en V latéral et réparée par patch en composite rectangulaire	91
IV.5.5. Plaque avec entaille semi-circulaire latéral et réparée par patch en composite rectangulaire	95
IV.5.6. Comparaison entre patch en rectangulaire forme de patch similaire à la fissure de l'entaille	101
<b>CONCLUSION</b>	<b>102</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE</b>	<b>104</b>



# TABLE DES FIGURES

- 
- Figure I. 1:** Répartition des causes de défaillance d'un renfort collé [10]. **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure I. 2: Mouillage d'un solide par une goutte de liquide, équilibre thermodynamique modèle de Young [19] \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure I. 3: Tests mécaniques usuels d'assemblages collés \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure I. 4: Test de clivage en coin \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure I. 5: Test de clivage en coin \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure I. 6: Schéma de principe du test de « Napkin-ring » \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 1 :** Modes de rupture. (a) Rupture cohésive, (b) rupture adhésive et (c) rupture mixte \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 2 : Configuration d'un joint double recouvrement \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 3: Configuration d'un joint double bracelet \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 4: Équilibre des forces horizontales dans un élément  $dx$  \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 5: Zones élastique et plastique pour une configuration double recouvrement **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 6: Idéalisations de l'adhésif \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 7: Zones élastique et plastique pour une configuration double bracelet **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 8: Illustration de la contrainte de pelage \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 9: Géométries d'analyse des contraintes de pelage pour un joint double recouvrement \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 10: Configuration du joint simple recouvrement et simple bracelet \_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 11: Déformée d'un joint simple recouvrement \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 12: Distribution des moments pour un joint simple bracelet \_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure II. 13: Analyse des contraintes agissant sur un élément  $dx$  \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.1 :** Origine des différents impacts observés sur un avion \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.2: Nature des dommages sur les avions civils issue de [8] \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.3: Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [9] **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.4: Présentation de la répartition des réparations sur des avions Airbus [10] \_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.5: Coupe micrographique d'une éprouvette quasi-isotrope de T700GC/M21 (4mm d'épaisseur) impactée à 30J \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.6: Exemple de réparation proposée dans le SRM pour un panneau de fuselage [1] \_\_ **Erreur ! Signet non défini.**
- Figure III.7: Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing \_\_\_\_\_ **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.8: Exemple de préparation pour une réparation par patch en scarf [www.abaris.com](http://www.abaris.com) **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.9: Opération de ponçage de la zone endommagée directement sur fuselage [15] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III. 10: Préparation d'une réparation par step sur un composite sandwich ; cette figure est extraite d'un cours de Brunel et présente volontairement des défauts : l'usinage devrait être circulaire si le dommage d'origine est rond et il ne devrait pas y avoir d'angle vif (les coins devraient être arrondis) [6] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III. 11: Exemple de patch composite sur structure métallique (éprouvette de traction). La géométrie et l'empilement du patch sont obtenus par algorithme génétique [22] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III. 12: Equipement classique utilisé pour la réparation in situ, développé par GMC situ [www.gmi-aero.com](http://www.gmi-aero.com) **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.13: Représentation de la réparation engendrée par un défaut de 2 cm à 4 mm de profondeur **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.14: Solution hybride de patch riveté/collé d'Eurocopter [16] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.15: Rupture d'un composite hybride à fibres pleine/creuse avec un marqueur UV pour observer le saignement [30] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III. 16: Schéma du montage proposé par Russell [31] **Erreur ! Signet non défini.**

Figure III.17: Coupe micrographique d'un stratifié carbone/époxy endommagé par poinçonnement quasi-statique (empilement  $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ ) **Erreur ! Signet non défini.**

<b>Figure IV. 1:</b> Organigramme de simulation .....	76
Figure IV. 2: Organigramme : ABAQUS CAE.....	76
Figure IV. 3 : schéma de différentes fissures émanant d'entailles.....	77
Figure IV. 4: schéma de différentes formes de patch de réparation de la plaque.....	79
Figure IV. 5: schéma des plaques réparées par patch en composite .....	80
Figure IV.6: schéma du maillage de la cellule élémentaire de la plaque réparée .....	81
Figure IV.7: l'effet de la variation de la longueur de fissure sur le facteur d'intensité de contrainte....	82
Figure IV. 8: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure pour les différents modèles géométriques.....	83
Figure IV. 9: influence de la position de la fissure sur le facteur d'intensité de contrainte pour les différentes plaques endommagées pour deux longueurs de fissure $a=5mm$ et $a=35mm$ .....	84
Figure IV. 10: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille elliptique central ( $A=4mm$ ).....	85
Figure IV. 11: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille Elliptique (simple patch). .....	86
Figure IV. 12: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille Elliptique (double patch). .....	87
Figure IV. 13 : Variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille circulaire central ( $r=4mm$ ) .....	88
Figure IV. 14: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille pour différent longueur de fissure d'une entaille circulaire (simple patch).....	89

Figure IV. 15 : variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction du rayon de l'entaille en pour différentes longueurs de fissure d'une entaille circulaire (double patch).....	90
Figure IV. 16 : variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille en V latérale ( $\alpha=45^\circ$ ) .....	91
Figure IV. 17: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de l'angle de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille en V (simple patch) .....	92
Figure IV. 18: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de l'angle de l'entaille pour différent longueur de fissure d'une entaille en V (double patch) .....	93
Figure IV. 19: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille semi-circulaire central ( $r=4\text{mm}$ ) .....	94
Figure IV. 20: Distribution des contraintes normales le long le ligament de la plaque non-fissurée ...	95
Figure IV. 21 : Niveau de contraintes dans le patch de réparation d'une plaque avec entaille semi-circulaire latérale non fissurées .....	96
Figure IV. 22: Distribution des contraintes le long du ligament du patch.....	96
Figure IV. 23: Effet du module de cisaillement de l'adhésif sur la variation du FIC.....	97
Figure IV. 24: Effet de l'épaisseur du patch sur le facteur d'intensité de contraintes .....	98
Figure IV. 25: Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC en tête de fissure.....	99
Figure IV. 26: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille semi-circulaire (simple patch) .....	99
Figure IV. 27: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille semi-circulaire (double le patch) .....	100
Figure IV. 28: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille Circulaire centrale réparés par simple patch de formes rectangulaire et circulaire. ....	101
Figure IV. 29: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille semi-circulaire latérale réparée par simple patch de formes rectangulaire et semi-circulaire.....	102
Figure IV. 30: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille en V Latérale réparés par simple patch de formes rectangulaire et en V.....	103
Figure IV. 31: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille elliptique réparée par simple patch de formes rectangulaire et elliptique. ....	103



# Nomenclature

- $C$ : Matrice de rigidité
- $D$ : Rigidité à la flexion
- $E$ : Module de Young
- $G$ : Module de cisaillement
- $L$ : Longueur de la structure
- $\ell$ : Longueur du patch
- $M$ : Moment de flexion
- $N$ : Effort normal dû à la charge de traction
- $P$ : Charge de traction
- $p_{max}$ : Charge de traction à la rupture
- $S$ : Matrice de soup

# Introduction générale

Les problèmes d'amorçage et de propagation des fissures de fatigue dans les ailes d'avions constituent une source d'ennuis permanents pour les professionnels du domaine. Les recherches accomplies sur le terrain visent, dans un premier temps, à tenter de comprendre le phénomène de propagation des fissures pour prédire la durée de vie des structures aéronautique. Actuellement, de nouvelles techniques sont développées pour réduire la vitesse de propagation de la fissure augmentant ainsi la durée de vie de la structure. La technique la plus utilisée est l'assemblage d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la région fissurée qui atténue l'intensité des contraintes en point de fissure. Si le rivetage reste moins désiré du fait d'une réparation non uniforme des contraintes et de la création d'une zone de concentration de contraintes autour du rivet, l'utilisation du collage, par contre, connaît un développement considérable. Le choix des composites échoit à leur faible densité.

L'approche scientifique permettant la conception et l'application du collage des composites pour la réparation des fissures et des défauts dans l'industrie aéronautique a débuté, probablement, dans les années « 70 ». Des travaux scientifiques dans ce domaine ont eu lieu dans les laboratoires de recherche aéronautique et maritime à la Royal Australien Air Force (RAAF) sous la direction d'Alan Baker. Les américains ont, pris la relève au cours des années « 80 ». Actuellement, plus de 10.000 application sont recensées dans le domaine de l'aviation civile et militaire. En raison de leurs excellentes caractéristiques de transfert d'effort, les renforcements collés ou les plaques attachées par collage (patch) peuvent être utilisés pour réparer les fissures [1]. A l'inverse, la réparation par fixation mécanique des pièces (rivetage ou boulonnage), présente plusieurs inconvénients qui rendent leurs applications moins efficaces.

De nombreuses recherches utilisant le "boron-epoxy" et le "graphite-epoxy" pour réparer les fissures et remplacer la zone sensible des fuselages ont été menées depuis 1977. La majorité de ces travaux sont basés sur des analyses simples obtenues

expérimentalement. Avec le développement rapide de la technologie informatique, il est possible actuellement de développer les modèles assez précis pour comprendre le comportement des fissures réparées par collage de composite et améliorer ainsi l'efficacité de la réparation.

L'étude que nous entendons mener dans ce mémoire de Magister commence par une recherche bibliographique portant sur le développement des techniques de réparation des fissures et de défauts rencontrés dans l'industrie aéronautique. Nous développerons aussi un calcul par la méthode des éléments finies pour estimer les qualités des composites dans des réparations par la réduction des concentrations de contraintes en fond d'entaille et la réduction du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure émanant d'entaille.

**Le premier chapitre** présente les principes généraux relatifs au collage tel que les différents types de colle et adhésif, leur principe, mise en œuvre et introduit les notions essentielles permettant de comprendre les problématiques liées à l'utilisation d'adhésifs.

**Le deuxième chapitre** consiste en l'étude paramétrique du comportement mécanique de l'ensemble joint, composé de la pièce en aluminium à renforcer ou à réparer, d'un patch composite en bore/époxyde et d'une couche adhésive (FM73). L'ensemble, soumis à l'action d'une traction uni axiale, sera traité sous l'effet de plusieurs paramètres tels que les caractéristiques géométrique et élastique du patch et l'épaisseur de la couche adhésive, afin de déterminer les contraintes de cisaillement et de pelage du patch provoquant l'arrachement et la détérioration du joint et définir les zones critiques de transfert de charge.

**Le troisième chapitre** est consacré à la présentation aux différents types de dommage rencontré en aéronautique et leurs origines ainsi les moyens de détection de ces dommages des principales méthodes de réparation des structures. Durant cette étape, on précise les différentes phases de conception par collage d'un patch composite et leurs diverses dispositions et intérêts d'utilisation.



Enfin, le dernier chapitre sera consacré aux calculs du facteur d'intensité de contraintes en fond de fissures émanant d'entaille et réparée par patch en composite. Quatre types d'entailles ont été choisis : trou central, entaille elliptique centrale, entaille semi-circulaire latérale et entaille aigue (en V) latérale.

*Chapitre I :*



***GENERALITES SUR COLLAGE***



## I.1. Introduction :

L'assemblage par collage est pratiqué depuis l'Antiquité. Les Égyptiens utilisaient la colle de pâte pour agglomérer les fibres de papyrus (les premiers papyrus connus remontent au XVIII<sup>e</sup> s. avant notre ère). Ils connaissaient également le bitume, la poix et la cire d'abeille. Au Moyen Âge, on utilisait le blanc d'œuf pour coller les feuilles d'or des manuscrits enluminés, la colle de poisson pour assembler les objets de bois, la caséine...

Cependant, le développement technique des méthodes de collage date du XX<sup>e</sup> siècle et est dû principalement à l'apparition des résines synthétiques. Les premières applications de celles-ci ont été réalisées dans le domaine de l'aéronautique. Les connaissances ainsi acquises ont permis une transposition dans le secteur industriel. Le développement rapide auquel on a assisté a pour origine principale l'apparition de nouvelles résines, grâce aux progrès de la chimie macromoléculaire.

Il n'est pas besoin de démontrer l'importance prise par l'assemblage par collage dans la vie moderne; actuellement, tous les secteurs de l'activité humaine font appel, directement ou non, à des adhésifs. On peut dire qu'une véritable science s'est substituée à l'empirisme dans le domaine du collage. [1]

## I.2. Définitions :

L'AFNOR donne les définitions suivantes [2] :

- 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 [3]. 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.

## I.3. Classification des colles et adhésifs

La plupart des colles sont de nature organique, qu'elles soient d'origine animale, végétale, que ce soient des caoutchoucs naturels ou de synthèse, ou enfin des résines thermoplastiques ou thermodurcissables.

Les caoutchoucs et les résines fournissent la plus grande variété des colles industrielles. Il existe cependant des matériaux minéraux traditionnels que l'on peut assimiler aux colles (silicates, ciments).

### I.3.1. Colles à base de résines thermodurcissables

Ces matériaux sont peu sensibles à l'action de la chaleur et du froid, leur cohésion est élevée et leur fluage réduit. Certains d'entre eux permettent l'obtention d'assemblages primaires ou même structuraux. Les assemblages primaires sont ceux qui doivent posséder une grande résistance mécanique, mais qui ne supportent que des efforts statiques ; ce sont surtout des assemblages de bois comme les meubles ou les charpentes. Les assemblages structuraux doivent, de plus, supporter des efforts dynamiques, comme les carrosseries automobiles ou les ailes et les fuselages d'avions.

#### a. Colles formophénoliques

Les résines formophénoliques adhèrent parfaitement sur le bois, le papier et les textiles à base de fibres cellulosiques. Sur les autres matériaux, l'adhérence est bonne mais insuffisante pour la réalisation d'assemblages soumis à des charges importantes. Ces résines assurent cependant une parfaite liaison bois-métal.

Les conditions de durcissement sont analogues à celles des phénoplastes de moulage. Il y a lieu de tenir compte, dans le choix du catalyseur (formaldéhyde + acide ou base), de la nature des matériaux à assembler afin qu'ils ne soient pas détériorés par une trop forte acidité ou alcalinité. Si le collage est effectué à chaud, un acide faible est recommandé comme additif de catalyse. Si on travaille à température peu élevée, le collage des matériaux cellulosiques (bois, tissus, papier, etc.) doit se faire avec un catalyseur dont le pH est compris entre 3,5 et 8.

Les colles formophénoliques se présentent sous forme de solutions concentrées de résine dans l'alcool, et également en solutions et en émulsions aqueuses. Certaines sont livrées sous forme de poudre soluble dans \* l'eau ou l'alcool. Une présentation particulièrement intéressante est celle du film, commode pour l'obtention de semi-produits tels que les contreplaqués. Ces colles sont faciles à employer et présentent en outre une très grande solidité du joint, souvent plus

## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

solide que le bois lui-même, ainsi qu'une bonne stabilité au vieillissement, aux intempéries et aux moisissures. Mais elles présentent également quelques inconvénients : le collage nécessite une forte pression et une haute température; les bois utilisés doivent être de très faible humidité (de 6 à 10 p. 100), constante dans toute l'épaisseur; la climatisation des assemblages collés est indispensable pour qu'ils se stabilisent avant d'être travaillés; le collage des résineux pose des problèmes; enfin la couleur du joint de colle est parfois inesthétique, et les résines phénoliques sont toxiques.

### **b. Colles résorcine- formaldéhyde**

Les colles résorcine-formaldéhyde ont l'avantage de pouvoir durcir, soit à température ordinaire, soit à température modérée, avec un catalyseur sensiblement neutre, donc sans action sur le bois ni les autres matériaux cellulosiques.

Les colles résorcine-formaldéhyde présentent de nombreux avantages : elles peuvent donner des joints épais et ne nécessitent donc pas de fortes pressions ; le chauffage à haute température n'est pas nécessaire; elles sont très tolérantes en ce qui concerne l'humidité des bois. En outre, les collages obtenus sont très résistants aux intempéries et au vieillissement; ces colles permettent la réalisation de stratifiés phénoliques et de bois comprimé imprégné de résine phénolique, ainsi que le collage du caoutchouc sur le bois. Leur principal inconvénient est leur prix élevé.

### **c. Colles urée- formaldéhyde**

Incolores, les colles d'urée -formaldéhyde sont faciles à préparer et à mettre en œuvre; elles donnent de bonnes résistances sous des conditions modérées de vieillissement. On a pu constater quelquefois des résultats médiocres en raison de l'emploi de catalyseurs acides, ou bien dans le cas où la préparation avait été faite sous une trop forte charge.

Les colles à base d'urée sont mises en œuvre soit à chaud sous presse, soit à froid. Les utilisations soumises à une grande humidité sont à prohiber. Les colles urée -formaldéhyde sont livrées en solution dont l'emploi est simple: addition d'un durcisseur, peu avant l'application et, éventuellement, dilution. Il est possible d'employer des poudres, mais leur préparation pour l'application est plus délicate.

Ces colles offrent une grande souplesse d'emploi à froid ou à chaud, le joint est incolore et possède une bonne résistance mécanique. Il est possible de réaliser des joints épais avec certains types de colles. En outre, les résines urée -formaldéhyde ne sont pas toxiques et ont une grande tolérance en ce qui concerne l'humidité du bois. Par contre, elles n'offrent qu'une résistance modérée à l'eau, ce qui nécessite la protection du joint, et le collage de bois résineux est difficile.

### d. Colles mélamine-formaldéhyde

Les colles mélamine-formaldéhyde ont sur les colles phénoliques l'avantage d'avoir les couleurs des colles à base d'urée et d'offrir des caractéristiques égales, voire quelquefois supérieures à celles que peuvent donner les phénoliques. Les colles mélamine-formaldéhyde modifiées avec des résines d'urée permettent l'obtention de colles résistantes à l'eau bouillante. Les solutions de mélamine-formaldéhyde sont trop instables pour que leur livraison puisse s'effectuer sous cette forme; dans le commerce, elles se présentent sous forme de poudre soluble dans l'eau.

Les principaux avantages de ces colles sont la résistance mécanique élevée des joints, une température de durcissement modérée (de 80 à 110°C), qui n'altère pas les qualités du bois, une grande tolérance en ce qui concerne l'humidité du bois, une bonne résistance à l'humidité et au vieillissement, et enfin le fait que les joints de colle sont incolores.

Par contre, les solutions de colle ont une durée de conservation limitée et sont de faible viscosité, le durcissement est obtenu exclusivement à chaud, le collage des bois résineux est difficile et ces colles sont d'un coût élevé.

### e. Résines époxydes

Les résines époxydes permettent d'obtenir des assemblages résistants aux efforts mécaniques entre de nombreux matériaux minéraux, métalliques ou organiques. Ces résines sont liquides ou solides à la température ordinaire, suivant la longueur de leur chaîne moléculaire. Elles réagissent avec les corps polyfonctionnels acides ou basiques appelés « durcisseurs » pour donner des produits durs et infusibles. On distingue deux types de résines : celles qui durcissent déjà à froid, et celles qui durcissent à chaud, c'est-à-dire au-dessus de 120°C.

Les colles « à froid » sont liquides, pâteuses ou en solution; avant collage, on leur incorpore la quantité nécessaire d'un durcisseur liquide ou en solution. Ces colles permettent le collage du verre, de la pierre, du béton, du papier, des tissus, des résines thermodurcissables moulées et des polyesters, et même de certaines matières thermoplastiques telles que les polyamides et le polyméthylméthacrylate.

Les colles « à chaud » sont solides à température ordinaire ; le durcisseur est ajouté par le fabricant. Ce mélange est stable pendant plusieurs années. L'application de celles-ci se fait par un préchauffage des parties à encoller, suivi d'une application de la colle; on assemble les différentes parties lorsque la colle est encore liquide. On porte ensuite à l'étuve pour effectuer le durcissement.

## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

### f. Résines furaniques

Les résines furaniques ont une affinité remarquable pour les substrats en matière thermodurcissable. Sur de multiples supports tels que plastiques, bois, céramiques, métaux, les dérivés d'alcool furfurylique ont d'excellentes propriétés adhésives. Sous forme de sirops, sans solvants, ils permettent de préparer des joints épais durcissant sans rétention de corps volatils. Son aptitude élevée à la polymérisation et son pouvoir solvant vis-à-vis de nombreuses résines permettent l'utilisation de l'alcool furfurylique pour la fabrication de colles synthétiques en solution, dans lesquelles le solvant se polymérise en même temps que le reste de la colle.

### g. Colles polyuréthannes

Les colles polyuréthannes permettent d'assembler à froid, sans pression, de nombreux matériaux : métaux, caoutchoucs, plastiques et verre. Ces colles, obtenues par combinaison de polyisocyanate et de polyal cool (mélange bicomposant), ont des formules variées ; leur inconvénient est une certaine agressivité, que l'on arrive à éliminer par modification des constituants de base.

Les adhésifs à base de polyuréthannes sont particulièrement recommandés pour la réalisation d'assemblages soumis à de fortes contraintes mécaniques et thermiques. En plus de leur flexibilité, ils offrent une excellente adhésion sur un grand nombre de supports, et un bon comportement à basse température.

Cependant, il faut remarquer que l'exposition prolongée à la lumière, et plus particulièrement aux ultraviolets, fait chuter de façon sensible les propriétés mécaniques du joint.

### h. Silicones

La mise au point, en 1957, d'un élastomère silicone monocomposant avait donné le signal de départ du collage silicone, qui depuis n'a cessé de se développer et de conquérir des domaines d'utilisation très variés. À l'origine, il avait reçu le nom de caoutchouc autovulcanisant (C.A.F.).

Les C.A.F. couvrent aujourd'hui toute une gamme d'élastomères monocomposants, vulcanisant à température ambiante. Ils permettent d'obtenir des collages résistants et durables sur la plupart des matériaux : métaux, matières plastiques, bois, verre, matériaux de construction. Sur des polymères réputés difficiles à coller comme le polyéthylène et le polytétrafluoréthylène, l'adhésion peut être bonne, sous réserve d'avoir effectué une préparation correcte des surfaces. Si les

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

conditions de service sont particulièrement sévères, il devient nécessaire d'utiliser un primaire d'adhérence [4].

## I.3.2. Colles à base de résines thermoplastiques

Ces colles sont employées le plus généralement en solution, sous forme de films, ou en préparations thermofusibles. Par suite de leur thermoplasticité, de leur faible cohésion et de leur fluage important, ces adhésifs ne donnent pas des joints de haute résistance. Le domaine des températures d'utilisation est assez restreint, la résistance du joint décroît très rapidement au-dessus de 500C. Au-dessous de 00C, c'est leur fragilité qui en limite l'emploi. Ces adhésifs ne peuvent permettre que la réalisation d'assemblages secondaires.

### a. Colles cellulosiques

Les éthers cellulosiques, en particulier les acétates et les nitrates de cellulose, sont employés depuis longtemps comme colle à usage domestique. Ce sont d'excellentes colles à papier. Le nitrate de cellulose a été utilisé avec succès dans l'industrie du cuivre. Lorsqu'il est nécessaire d'obtenir des joints épais, on peut y incorporer des charges pulvérulentes: amiante, oxyde de zinc, aluminium, zinc, etc., en plus des plastifiants et solvants. Les éthers cellulosiques, comme le méthylcellulose, sont employés pour des applications spéciales, ou entrent dans la constitution de colles à côté des éthers. Ils sont livrés sous forme de préparations de différent degré de viscosité.

### b. Colles vinyliques

Les résines vinyliques, en particulier l'acétate de polyvinyle, sont très souvent utilisées comme colles pour le bois et le papier. Le durcissement est rapide et la mise en œuvre est facile sur des machines de production intensive. Cependant, leur résistance à l'humidité et à la chaleur n'est pas comparable à celle des colles thermodurcissables.

Les colles d'acétate de vinyle conviennent parfaitement au collage des papiers, des tissus, des agglomérés de bois, des abrasifs et du verre lorsqu'elles sont utilisées en solution. Il existe d'autres dérivés de moindre importance tels que les acétochlorures, l'alcool polyvinylique, les acétals polyvinyliques et les éthers polyvinyliques.



### c. Colles polyacryliques

Le poly-méthacrylate de méthyle, le polyacrylate d'éthyle et d'autres dérivés peuvent être employés sous la forme de colles donnant dans maintes applications des films transparents, à la fois résistants et souples.

Les colles structurales réactivées greffées à base méthacrylique sont apparues sur le marché mondial depuis 1978. Leurs possibilités d'assemblage sont très diverses et illimitées puisqu'il est possible de réaliser des collages aux performances mécaniques élevées sur des matériaux différents entre eux. Ces résines visqueuses sont simplement déposées sur une des surfaces à encoller et un activateur fluide est appliqué sur l'autre. La polymérisation s'effectue quelques minutes après l'assemblage (système à deux composants). Il existe d'autres possibilités, comme le greffage d'un élastomère en solution dans un monomère vinylique, faisant appel à une génération de radicaux libres (peroxydes). Le peroxyde et les stabilisants qui y sont ajoutés constituent la résine; l'activateur résultant d'un produit de condensation permet d'amorcer et de propager la polymérisation des monomères vinyliques. Les meilleurs résultats sont obtenus sur des matériaux tels que polycarbonate, polyvinylchlorure, polyamides, acrylonitrile-butadiène -styrène soit en assemblant deux surfaces de même nature, soit en collant deux de ces matériaux ensemble. De plus, les métaux (aciers, aluminium, ferrites), le bois, la pierre, les tissus imprégnés constituent un vaste secteur d'application.

### I.3.3. Matières plastiques diverses

Diverses résines thermoplastiques servent à la préparation de colles spécifiques, et elles sont souvent mélangées avec d'autres adhésifs. Parmi celles-ci, citons principalement le polystyrène, le polyisobutylène, les polyamides solubles et les résines de coumarone.

#### a. Élastomères

Les caoutchoucs naturels et synthétiques sont utilisés depuis longtemps, dans un état plus ou moins vulcanisé, pour constituer des colles, leur adhésivité étant assez forte sur la plupart des substrats. La qualité des assemblages dépend surtout de la nature du ou des caoutchoucs employés, et de l'état où ils sont amenés dans le joint. Ces dernières années se sont développées des colles à base de chloroprène (Néoprène), utilisées avec ou sans durcisseur, ajouté ou incorporé. Elles ont pris une grande extension dans l'assemblage des stratifiés décoratifs sur d'autres matériaux: métaux, bois, ciment, plâtre.

### b. Colles mixtes

Nombreuses sont les colles dont la formulation comprend au minimum deux résines de la même famille ou de familles voisines. Elles se sont développées à partir du mélange de deux produits différents, ayant chacun leurs propriétés adhésives propres. Ces produits peuvent entrer plus ou moins en réaction pour former des complexes, ou avoir seulement une action physique mutuelle, comme le pouvoir solvant avec auto-polymérisation ultérieure, ou le pouvoir mouillant.

Parmi les colles mixtes obtenues par réaction de produits différents, on retiendra principalement les caoutchoucs modifiés par les résines, en particulier les phénols, tels que le phénol, le crésol, les naphthols, le nitrile acrylique. Les colles Néoprène sont souvent traitées de cette façon.

### c. Colles anaérobies (loctites)

Ces colles, appelées anaérobies par analogie avec certaines bactéries vivant en l'absence d'air, sont composées de molécules dont les liaisons sont isolées par l'oxygène et ne peuvent ainsi se lier entre elles. On peut dire, très approximativement, que la polymérisation se produit lorsqu'on retire l'oxygène et, pour cela, il faut d'abord confiner le produit en absence d'air, puis détacher l'oxygène restant en le combinant à un produit oxydable, donc un métalloïde ou un métal. L'aspect important de cette polymérisation est que le produit liquide ne s'évapore pas et ne change pas de volume en passant à l'état solide. Absence d'air, présence de métal, volume constant donnent l'idée d'une application possible : la mécanique.

Ces colles, les polyéther-méthacryliques, sont utilisées principalement pour l'assemblage de pièces métalliques lisses et le freinage des vis [5].

## I.4. Principes de collage

La mauvaise conception des joints est la principale cause de rupture des assemblages. Tout d'abord la nature et les dimensions des pièces à encoller doivent être choisies de façon à éviter les ruptures, et la surface d'encollage doit être suffisante. Ensuite, l'assemblage doit supporter des forces de cisaillement plutôt que de traction (on constate que la résistance d'un collage décroît lorsqu'on passe d'un effort en cisaillement à un effort en traction, puis à un effort d'arrachement ou de clivage). Il est à noter que l'augmentation de la longueur d'un joint ne correspond pas forcément à un accroissement proportionnel de la résistance.

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

D'autre part, la couche de colle doit être uniforme, car les irrégularités sont génératrices de tensions localisées, et aussi mince que possible pour présenter les plus fortes résistances à la traction et au cisaillement.

Généralement, un accroissement de l'épaisseur de la couche de colle provoque une meilleure résistance aux chocs pour une colle à faible module; si le module de la colle est élevé, l'épaisseur de la couche utilisée semble n'avoir que peu d'effet. On doit utiliser assez de colle pour que l'enduction des substrats soit suffisante.

Enfin, les conditions de service et les matériaux à assembler sont les critères de choix pour une colle. Les assemblages de différents matériaux doivent être conçus de façon que les contraintes dues aux coefficients de dilatation thermique soient réduites au minimum. Les colles à solvants volatils donnent de meilleurs joints avec des surfaces lisses et imperméables.

## I.5. Mise en œuvre

Lors de la conception d'une pièce, avec ses exigences mécaniques et thermiques, on définit la nature des matériaux à utiliser, la géométrie de l'assemblage, la colle à utiliser, l'épaisseur du joint et la méthode pour l'obtenir.

La géométrie de l'assemblage est déterminée par les contraintes que celui-ci devra subir. Les assemblages réalisés par collage doivent travailler en cisaillement, et la conception du joint doit être telle que les efforts soient repris suivant ce mode de sollicitation. Pour les assemblages de révolution, les parties coniques à angle faible sont préférables à un emmanchement cylindrique.

Le choix de la colle est dicté par plusieurs impératifs dont les principaux sont la nature des supports, les caractéristiques souhaitées pour l'assemblage et les possibilités de mise en œuvre.

### I.5.1. Préparation des surfaces

C'est la condition primordiale de l'obtention d'un bon collage. Le dégraissage est indispensable ; il peut être pratiqué de différentes manières ; le dégraissage au solvant réalisé manuellement par brossage est le moins efficace, le dégraissage par aspersion ou par ultrasons (par immersion ou en phase vapeur) donne de très bons résultats ; le dégraissage alcalin est réalisé par immersion dans un bain de soude de 50 à 70°C.

Les traitements de surface mécaniques qui consistent en toilage par ponçage manuel ou mécanisé sur matériaux composites et caoutchoucs ou en sablage à l'aide de corindon, sur les métaux, augmentent les surfaces d'accrochage.

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

Dans le cas des métaux, les traitements chimiques sont préférables aux traitements mécaniques, car ils sont plus efficaces, plus reproductibles, plus rapides et peuvent s'appliquer à des pièces fragiles. En voici quelques exemples : pour les alliages d'aluminium, traitement sulfochromique et anodisation; pour les aciers inoxydables, attaque par une solution d'acide sulfurique et rinçage; les aciers ordinaires sont attaqués par une solution chaude d'acide nitrique ou sulfurique suivie d'un rinçage; le titane subit un dégraissage alcalin, est attaqué à l'acide, rincé puis phosphaté...

## I.5.2. Types d'accostages

L'accostage est l'opération qui consiste à approcher et mettre en place les pièces à assembler dans leurs positions définitives.

- Le piézo -accostage consiste à appliquer manuellement les pièces avec une certaine pression. Cette technique se limite aux colles en dissolution, holt-melts et cyanoacrylates.
- L'accostage mécanique consiste à rapprocher les pièces par translation ou par basculement, lorsque la géométrie de celle-ci le permet. Cette méthode permet d'assembler des pièces rigides entre elles avec précision.
- L'accostage pneumatique est réalisé à l'aide d'une vessie, dans laquelle on envoie un gaz sous pression, pour l'assemblage des pièces souples sur pièces rigides ou de pièces souples entre elles.
- L'accostage sous vide consiste à faire le vide entre deux pièces à accoster de manière à créer une pression d'accostage entre celles-ci. Dans le cas de l'accostage par injection, les pièces sont mises en place dans leur position définitive sans colle. La colle est ensuite injectée dans le joint (cas de joints épais).

En conclusion, l'obtention d'un collage performant nécessite des moyens industriels et un savoir-faire spécial à toutes les étapes de la définition et de la réalisation de la pièce: conception du joint, choix de la colle, définition des préparations de surface sont des étapes contraignantes, mais absolument nécessaires pour atteindre le but recherché.

## I.6. Notions d'interphase

Utopiquement appelée interface, elle correspond à la zone de contact entre l'adhésif et chacun des substrats. Cette zone n'est pas un plan au sens géométrique. Elle a une épaisseur typiquement de 1 à 10  $\mu\text{m}$ , soit 0.1 à 1% de l'épaisseur du joint

## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

(6)[6]. Elle est différente (dans sa nature et sa composition) aussi bien de l'adhésif que du substrat.

Adhésifs	Résistance au cisaillement (N.mm <sup>-2</sup> )	Résistance au pelage (N.mm <sup>-1</sup> )	Résistance à la traction (N.mm <sup>-2</sup> )
Epoxyde	25	1	40
Epoxy-nylon	42	15	56
Epoxy-nitrile	35	4.5	-
Epoxy-phénolique	20	1	17
Phénolique-vynilique	25	5.4	28
Phénolique-nitrile	28	6.5	20

Table I.1 : Résistances mécaniques des adhésifs structuraux [7].

Matériaux collés	Résistance au cisaillement (N. mm <sup>-2</sup> )
Acier sur acier	17
Aluminium sur aluminium	34.5

Table I.2 : Résistance à la rupture par cisaillement : influence des matériaux en présence (colle époxydique modifiée) [7].

L'interphase époxyde/aluminium a été caractérisée au niveau microscopique. L'interphase apparaît avoir une épaisseur irrégulière entre 2  $\mu\text{m}$  et 6  $\mu\text{m}$  avec un module élastique effectif ( $E / (1 - \nu^2)$ ) 13% plus élevé que celui de l'adhésif massif (au cœur du joint). L'interphase est aussi 4% plus dure que l'adhésif [8]. Ainsi les propriétés des joints collés dépendent de celles des polymères qui forment l'adhésif et des interactions qui se créent avec la surface alors qu'il était liquide. [9].

## I.7. Mécanisme du collage

L'expérience de la Royal Australien Air Force (RAAF) dans le renforcement de structures aéronautiques par patches collés a montré que 53% des défaillances significatives étaient associées à des défaillances liées au joint de colle (Figure 1.3). L'utilisation d'adhésifs structuraux implique donc une bonne compréhension des mécanismes qui sont à l'origine du phénomène d'adhésion et de cohésion [1, 10] :

- 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 de Waal [11].
- 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 [7] :

- **Préparation de surface :** L'adhésif est à l'état naturel sous forme de liquide, de pâte ou de solide. Les surfaces sont préparées pour optimiser l'adhésion [12, 13, 14]. Les méthodes industrielles de préparation de surface peuvent être mécaniques (sablage, abrasion, ultrasons), chimiques (nettoyage aux solvants, nettoyage alcalin, décapages chimiques, primaires) ou physico-chimiques (ammage, traitement corona, traitement plasma, exposition aux ultraviolets) [15]

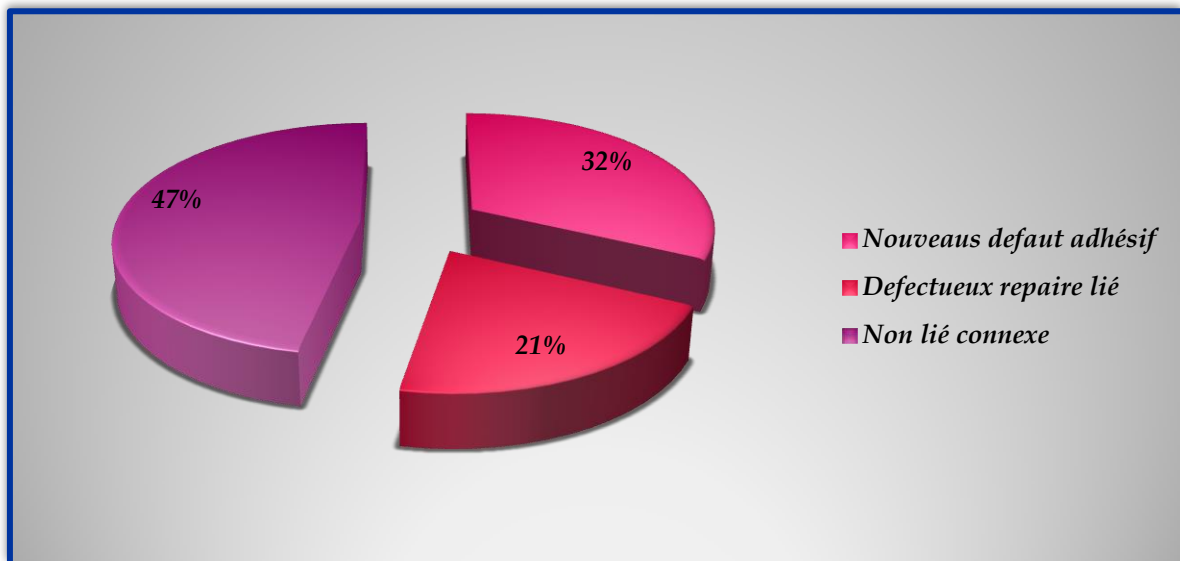


Figure I. 1: Répartition des causes de défaillance d'un renfort collé [10].

## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

- **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 [16]. 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 [17].
- **Mouillage** : L'adhésif est appliqué sous forme liquide. Cette étape est appelée "mouillage". Elle permet l'adhésion par contact entre le substrat et l'adhésif (Figure 1.4). Pour que le mouillage d'une surface soit de bonne qualité, il faut que l'adhésif ait une bonne mouillabilité (faible tension superficielle  $\gamma_L$ ) et que la surface ait une bonne mouillabilité (grande énergie de surface  $\gamma_S$ ).  $\gamma_{SL}$  correspond à l'énergie inter-faciale adhésif/substrat. Des exemples d'énergies (18)[18].

### I.8. Les théories

Il n'existe pas une théorie universelle capable de relier les propriétés physico-chimiques des matériaux à la résistance des joints obtenus. Certaines théories cherchent à prévoir les résistances des joints en supposant une adhésion idéale, d'autres prédisent la force des interactions aux interfaces.

Les principales théories concernant l'adhésion sont au nombre de six :

- la mouillabilité (connue aussi comme le modèle de l'adsorption)
- l'accrochage mécanique
- la diffusion
- les forces électrostatiques
- les couches inter-faciales de faible cohésion
- la liaison covalente ou chimique

Chacune de ces approches est valide dans des conditions précises et pour une classe d'adhésifs déterminée [10- 11]. Elles contribuent toutes à expliquer les forces d'adhésion intrinsèques qui agissent à l'interface entre l'adhésif et le matériau collé et leur importance respective dépend du système de collage choisi. Cependant la

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

théorie de la mouillabilité est la plus utilisée dans la science de l'adhésion actuellement [11- 13].

Le terme « **mouillabilité** » peut être défini comme une manifestation macroscopique de l'interaction moléculaire à l'interface entre un liquide et un solide en contact direct [10]. Chaque manifestation comprend :

- la formation d'un angle de contact à l'interface solide/liquide/gaz ;
- la propagation d'un liquide sur une surface solide ;
- la pénétration d'un liquide dans un solide poreux.

Cependant, cette définition de mouillabilité ne tient pas compte de la dissolution ou du gonflement du solide découlant de l'interaction avec le liquide, ni des interactions chimiques entre les matériaux qui changent de composition.

Les phénomènes de mouillabilité peuvent être caractérisés en utilisant des paramètres de mouillabilité thermodynamique, par exemple, l'angle de contact, l'énergie libre de surface et le travail d'adhésion. Il est important de rappeler que ces paramètres ne décrivent pas les interactions au niveau moléculaire [10]. Une compréhension approfondie des phénomènes de mouillabilité peut être atteinte en considérant l'origine et la nature des forces intermoléculaires [10- 11].

La meilleure voie pour interpréter la mouillabilité d'une surface de basse énergie, comme celle d'un matériau lignocellulosique, est de considérer le travail d'adhésion ( $W_a$ ) défini comme le travail demandé pour séparer la surface unitaire de l'interface solide - liquide.

Lors de la séparation de deux matériaux dissemblables (deux surfaces possédant une énergie de surface propre), une partie de l'énergie « manque » en raison de la disparition de forces moléculaires. Cette quantité correspond à l'énergie inter-faciale. Soit pour deux matériaux 1 et 2 :

$$W_a = (\gamma_1 + \gamma_2) - \gamma_{12} = \sum \text{énergies libres de surface} - \text{énergie libre de l'interface}$$

Il s'agit de l'équation de Dupré où  $\gamma_{12}$  est l'énergie nécessaire pour créer une unité d'aire d'interface.

Dans le cas d'un solide et d'un liquide (bois - adhésif), l'équation sera :

$$W_a = \gamma_s + \gamma_{LV} + \gamma_{SL}$$

Où :

$\gamma_s$  = énergie libre de surface du solide dans le vide

$\gamma_{LV}$  = énergie libre de surface du liquide - vapeur



## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

$\gamma_{SL}$  = énergie libre de surface du solide - liquide

Le polymère doit pouvoir s'étaler sur la surface solide et « chasser » l'air ou les autres contaminants présents en surface ce qui se traduit par un angle de contact sur la surface faible.

Le mouillage d'une surface peut être schématisé comme suit :

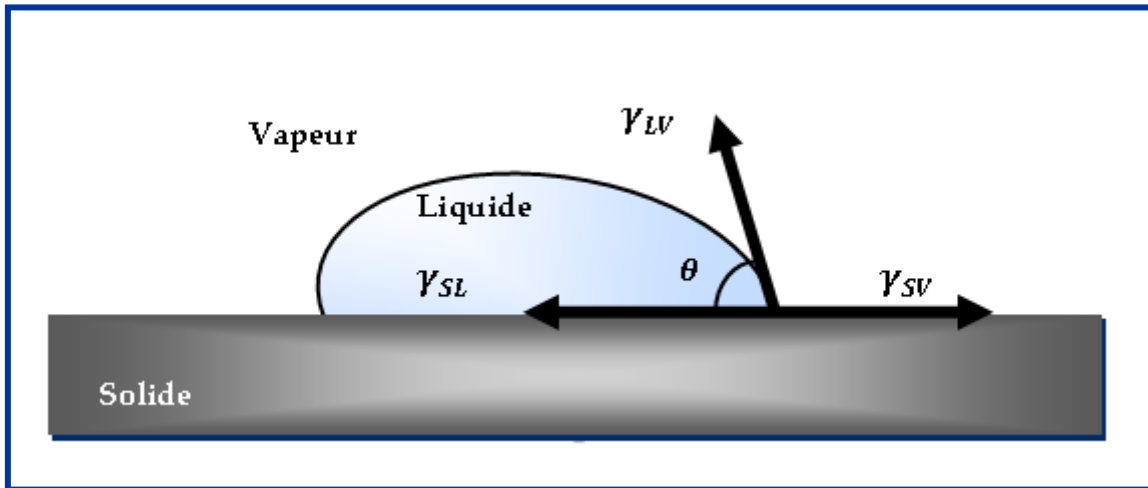


Figure I. 2: Mouillage d'un solide par une goutte de liquide, équilibre thermodynamique modèle de Young [19]

Young a été le premier à proposer la relation suivante (1805)1:

$$\gamma_{SV} = \gamma_{SL} + \gamma_{LV} \cos \theta$$

Il a été démontré que  $\gamma_{SV}$ , qui correspond à l'énergie libre de surface du solide résultant de l'adsorption de la vapeur du liquide est inférieure à l'énergie libre de surface du solide dans le vide  $\gamma_S$ .

La combinaison des équations de Dupré et Young donne :

$$W_a = \gamma_{LV}(1 + \cos \theta) + \Pi_S$$

Où  $\Pi_S$  est la pression d'étalement à l'équilibre, qui est très souvent négligée.

La relation de Young - Dupré est généralisable au cas solide/liquide solidifié.

La composition de la résine liquide a une influence sur sa tension superficielle (pour les liquides, on parle de tension superficielle plutôt que d'énergie de surface) et son comportement dans la pénétration dans le bois. Le choix du système collant influence l'angle de contact, la mouillabilité et le processus de collage.

Plusieurs auteurs ont réalisé des travaux sur la caractérisation thermodynamique de résines, en particulier sur les systèmes collants à base de résines UF et PF [11- 14].

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

Les premières tentatives de caractérisation de l'énergie de surface des panneaux ont été réalisées par Scheilkl et Dunky en 1996 [18] et par Wulf et al. en 1997. A cause de la grande variabilité qui caractérise les panneaux, une grande quantité de données est nécessaire pour obtenir un résultat final sur l'énergie de surface.

Pour ce qui concerne les résines les plus utilisées en ce moment dans l'industrie du bois (UF, PF, MUF, PMUF et isocyanates), il n'existe pas beaucoup d'informations sur les données concernant la thermodynamique de surface.

## I.9. Les assemblages collés

De nombreux paramètres, déterminent les caractéristiques des assemblages collés. Deux théories de l'adhésivité sont en présence.

La première concerne l'édification d'une adhésivité spécifique, c'est - à-dire une action chimique de la colle sur les matières à assembler. Les forces de liaison dans un composé macromoléculaire peuvent être classées en deux catégories : les liaisons primaires (liaisons covalentes, liaisons ioniques) n'entrent généralement pas en jeu dans les phénomènes d'adhérence; les liaisons secondaires sont celles qui peuvent intervenir dans la réalisation d'un joint adhésif. Souvent faibles, elles sont regroupées sous le nom de forces de Van der Waals et de liaison hydrogène (mouillage) intra et intermoléculaires. Dans les liaisons secondaires, on distingue: les forces de Keesom, qui existent entre les molécules possédant un moment dipolaire, les forces de dispersion de London, d'origine quantique, et les forces d'induction de Debyes, qui résultent de l'interaction d'un dipôle permanent fort avec une molécule facilement polarisable.

La seconde concerne l'adhésivité mécanique, qui fait appel à l'accrochage purement mécanique des colles dans les pores des surfaces assemblées ; dans le cas de surfaces très lisses, elle semble en défaut, et des expériences précises ont montré ses insuffisances.

Pour rendre compte avec le plus d'exactitude de tous les phénomènes rencontrés, il faut faire une synthèse des deux théories en présence.

Lorsque la colle commence à devenir solide ou pseudo solide, il se produit une contraction en volume, ou retrait, qui crée des contraintes dans le joint. La valeur de ces contraintes dépend des modules et du fluage de la colle et du support, suivant la forme et l'épaisseur du joint. Le rapport entre les coefficients de dilatation thermique joue un rôle important dans la solidification des colles qui durcissent à chaud et dans les variations de température de service.

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

Beaucoup de colles et certains supports manifestent des changements de structure moléculaire par hygroscopicité, par vieillissement, par actions conjuguées de plastifiants et de solvants, ce qui provoque non seulement des variations de volume, de module de plasticité, mais aussi de résistance au collage.

Les irrégularités géométriques, telles que les changements brusques du contour creux ou rayures de la surface, sont génératrices de tensions.

Les efforts extérieurs que peut supporter un collage avant la rupture dépendent de la résistance inhérente au joint, des caractéristiques de fluage et des modules de la colle, de la conception et de l'épaisseur du joint ainsi que de l'état de surface du support.

De faibles valeurs de la résistance de l'assemblage sont obtenues lorsque les modules de la colle et du support sont faibles. Deux matériaux assemblés, de module élevé, présentent également une faible résistance.

La résistance la plus élevée est obtenue lorsque les assemblages comportent au moins un matériau de module moyen. Dans les assemblages où l'un des matériaux, colle ou support, est de faible module, les contraintes se répercutent dans le joint entre le matériau à fort allongement et celui qui est à faible allongement. Si la colle et le support, au contraire, présentent un module élevé, l'écoulement de la matière est insuffisant pendant les dernières phases du durcissement pour annihiler les contraintes mises en jeu [20].

## I.10. Caractérisation des assemblages colles

### I.10.1 Tests mécaniques usuels

La plupart des tests mécaniques relatifs aux assemblages collés, le plus souvent désignés à tort « tests d'adhérence », sollicitent l'ensemble de l'assemblage: substrats, adhésif et interfaces (Figure.I.3). Les résultats de ces essais, exprimés sous la forme d'une force ou d'une contrainte de rupture, sont alors représentatifs du comportement mécanique global de l'assemblage lors de la rupture

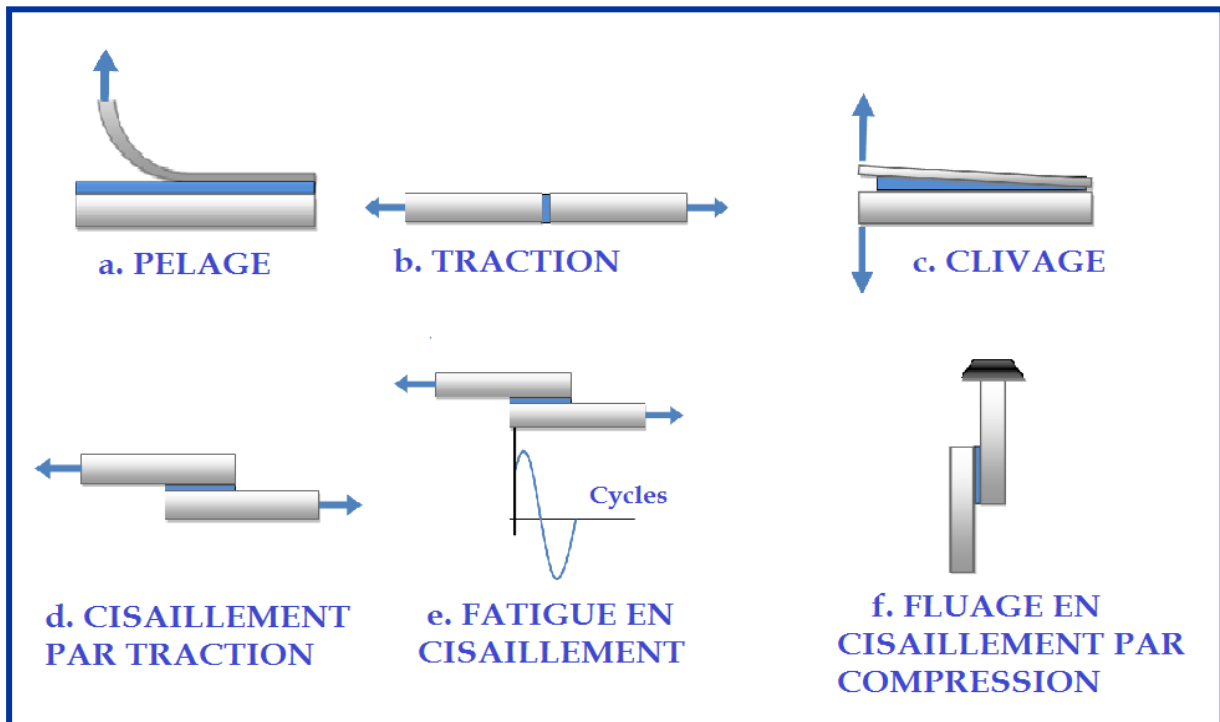


Figure I. 3: Tests mécaniques usuels d'assemblages collés

Sous l'effet du vieillissement, les ruptures sont souvent mixtes, cohésives et adhésives, dans le joint collé. Les essais de cisaillement et de pelage après vieillissement ou conduits in situ en ambiance hygro-thermique permettent alors de mieux appréhender la résistance interfaciale sans toutefois pouvoir mesurer l'adhérence. Comme les valeurs de résistance des assemblages collés diminuent dans le temps, ces essais mis en œuvre dans ces conditions opératoires sont qualifiés d'essais de durabilité.

## I.10.2 Clivage

Les tests d'ouverture du joint ou de clivage sont les mieux adaptés pour l'étude de la durabilité des assemblages collés. Ils permettent de mesurer le taux critique de restitution de l'énergie et son évolution dans le temps sous l'effet du vieillissement. Ils consistent, d'une manière générale, à évaluer la propagation dans le temps d'une fissure au sein d'un joint collé. Par rapport aux autres tests, ils concentrent principalement les contraintes à l'interface de même que la localisation de la rupture. Néanmoins, en cas de rupture cohésive de l'adhésif dans le joint, ces tests ne permettent pas d'établir l'adhérence et sa durabilité.

Dans le cas des joints adhésifs structuraux, deux types de tests de clivage sont couramment utilisés.

# Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

## a. Test de clivage à force imposée

Lors du test du cantilever (double cantilever beam : DCB), la propagation de la fissure dépend simultanément de la force imposée et du vieillissement (Figure. I.4)

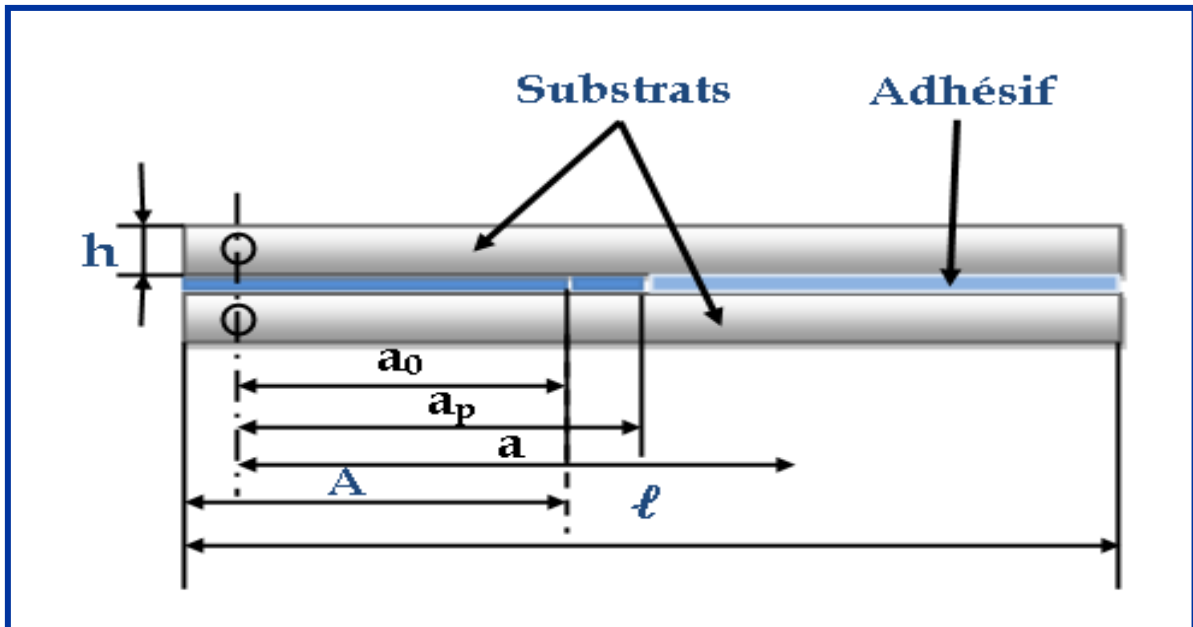


Figure I. 4: Test de clivage en coin

## b. Test de clivage à déplacement imposé

Le clivage à déplacement imposé consiste le plus souvent à exercer sur un assemblage métal/polymère/métal une sollicitation de clivage à l'aide d'un coin, entre les deux substrats métalliques, afin de créer une fissure initiale de longueur  $a_0$  au sein de l'adhésif. Après une période de stabilisation de la fissure, l'éprouvette partiellement clivée est placée dans un environnement, supposé agressif pour le joint, de façon à réactiver la propagation de fissure au sein de l'adhésif ou à l'interface (Figure.I.5).

Cette nouvelle extension de la fissure  $da$  est suivie au cours du temps et elle est alors symptomatique de la résistance à la fracture du joint collé dans ce milieu. Si les conditions sont réunies pour générer une rupture à l'interface du joint/substrat, ce test peut alors permettre de comparer l'influence de différents traitements de surface sur les propriétés d'adhésion s'exerçant à l'interface.

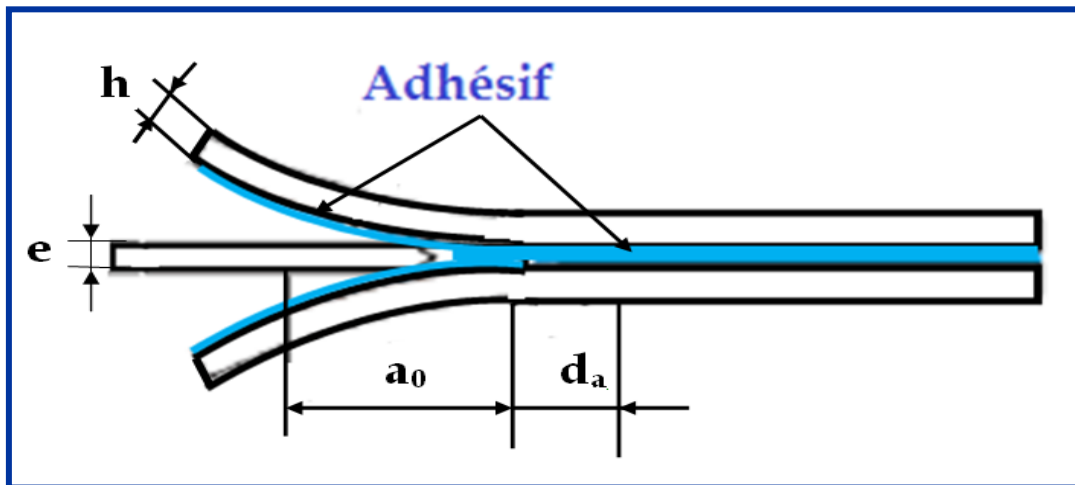


Figure I. 5: Test de clivage en coin

### I.10.3 Torsion

Ce test, dit de « Napkin-ring », est basé sur l'emploi d'un cylindre d'aluminium collé sur une plaque de composite. Lors du test, le cylindre aluminium est fixé sur un arbre entraîné par un moteur pas-à-pas. La plaque de composite est solidarifiée à un socle fixe, sur lequel sont fixées des jauges de contraintes pour mesurer le couple résultant de la sollicitation en fonction du temps (Figure. I.6).

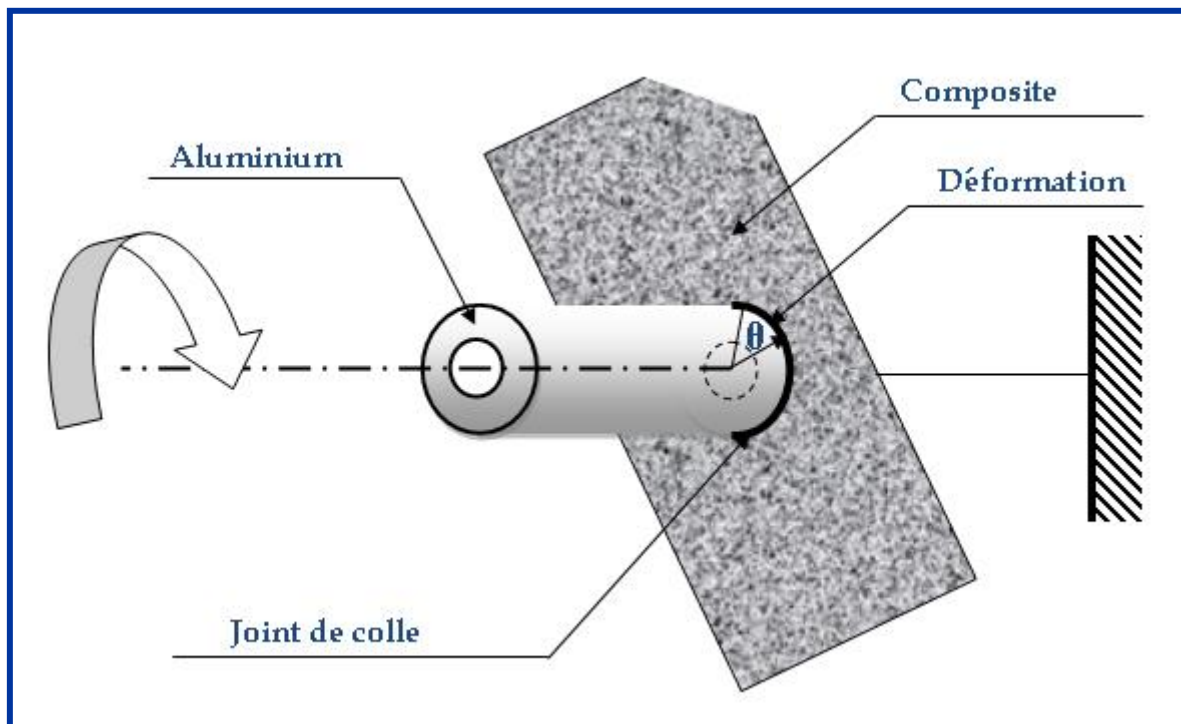


Figure I. 6: Schéma de principe du test de « Napkin-ring »

## I.11. Avantages et inconvénients du collage

### I.11.1. Avantages

- Le collage est une technique d'assemblage performante et les avantages sont nombreux. Cette technique est utilisée par de nombreuses industries : automobile, bâtiment, électroménager, électronique, loisirs, aéronautique, mécanique ...
- Le collage est une technique universelle puisqu'à priori il est possible de tout coller, si nous conditionnons convenablement les surfaces à assembler.
- Le collage altère peu les substrats puisque seul le traitement de surface des substrats intervient (dans le sens où le décapage dégrade la surface mais moins que le perçage).
- Le collage permet d'obtenir une meilleure répartition des contraintes, due au transfert de charge continu. Ceci implique une meilleure tenue aux chocs, aux vibrations.
- Le collage permet d'assembler des matériaux composites, sans en rompre les fibres.
- Le collage diminue le risque de corrosion galvanique entre deux métaux différents.
- Le collage permet de réduire le poids de la structure assemblée (comparée à une structure boulonnée).
- Le collage peut avoir en plus de sa fonction d'assemblage un rôle d'étanchéité (mastic).
- Le collage permet d'obtenir des structures lisses (avantage aérodynamique).
- Le collage permet d'assembler entre eux des matériaux différents sans précaution particulière (corrosion).

### I.11.2. Inconvénients

- Les colles ont une tenue limitée en température. Dans le cas de l'aéronautique, l'intervalle de température de travail est  $-50^{\circ}\text{C}$   $+70^{\circ}\text{C}$  ; par conséquent, cela ne semble pas être un problème.
- Le collage résiste mal au vieillissement humide. L'humidité diminue l'adhésion en s'infiltrant aux interfaces ; elle dégrade aussi la résine et diminue ses performances mécaniques. Il convient donc d'isoler la zone collée par un joint étanche.
- Le collage exige une préparation des surfaces soignée et précise, ce qui peut être contraignant dans une chaîne d'assemblage.
- Le temps de prise des colles peut être incompatible avec les cadences industrielles.

## Chapitre I : Généralités Sur Le Collage

---

- Le collage ne permet pas un démontage aisé des structures assemblées. Les techniques utilisées (chauffage, refroidissement, utilisation de solvant, cisaillement) peuvent altérer les substrats.
- Les colles possèdent une mauvaise conductivité électrique pour évacuer les courants de Foucault sur avion.

De plus, l'épaisseur de colle doit être maîtrisée au niveau de l'assemblage, afin de prédire la tenue de l'assemblage obtenu. Cette maîtrise de l'épaisseur représente une contrainte industrielle supplémentaire [21].



*Chapitre II :*

Détermination des contraintes  
sur le joint des adhésifs

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

### II.1. La rupture dans le joint collé

La rupture d'un joint collé se fait par l'application d'une force sur l'adhésif par l'intermédiaire des substrats mettant en jeu une énergie de rupture [25]. La rupture se produit généralement à partir d'un défaut qui amorce une fissuration. La vitesse de propagation dépend des propriétés des matériaux, des contraintes internes et de la géométrie des solides.

On distingue trois modes de fissuration:

- le clivage (mode I), ou mode par ouverture, qui correspond à un écartement relatif des deux surfaces de la fissure par ouverture angulaire, c'est le mode pour lequel les joints collés montrent la résistance la plus faible.
- le cisaillement longitudinal (mode II), qui fait référence à un cisaillement plan,
- le cisaillement transversal (mode III), ou mode de cisaillement anti-plan, qui correspond à un glissement transversal des deux surfaces de la fissure, en sens opposés, mais cette fois dans une direction parallèle au front de la fissure.

La fissure suit généralement un chemin dans lequel l'énergie de rupture est la plus faible, on distingue ainsi plusieurs modes de rupture. Les principaux modes sont :

- la rupture cohésive dans le joint, si la rupture a lieu au cœur du joint, laissant une couche de joint sur les deux substrats,
- et la rupture adhésive à l'interface.

La rupture peut également passer d'une zone à l'autre, c'est ce qu'on appelle la rupture mixte.

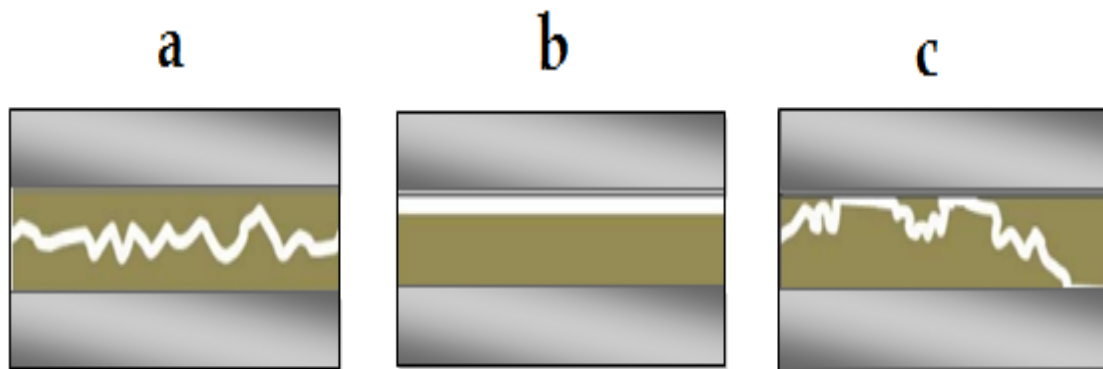


Figure II. 1 : Modes de rupture. (a) Rupture cohésive, (b) rupture adhésive et (c) rupture mixte

### II.2. Analyse des contraintes dans la couche adhésive :

L'analyse des déplacements relatifs entre le patch et la structure, à proximité immédiate de la partie endommagée et au bord libre du patch conduit à la compréhension du phénomène de déformation et à l'amélioration du processus de conception des joints de collage. Dans de nombreux cas, ces déplacements relatifs sont calculés en utilisant la théorie conventionnelle classique à une dimension des joints collés, pour des raisons de simplicité. Les cas des patches collés sur une face ou deux faces d'une pièce mécanique dans une zone à renforcer et à récupérer au maximum ses caractéristiques mécaniques, Ce type de patch est dit patch à recouvrement simple ou double.

Vu que le collage à recouvrement ou à bracelet représente une structure multi-matériaux impliquant deux substrats et une couche d'adhésif mince, les états de contraintes qui existent à différents niveaux sont très complexes. Plusieurs théories existent qui donnent des estimations de solutions analytiques des joints à recouvrement et à bracelet. La théorie présentée dans ce chapitre, est essentiellement basée sur les travaux de Hart-Smith et elle est appliquée à des configurations de recouvrement dans le cas de renforcement, et bracelet dans le cas d'une réparation. Leurs travaux incluent aussi une représentation élasto-plastique pour l'adhésif. Des solutions explicites peuvent être obtenues et toutes les fonctions de première importance peuvent être étudiées. Un effet qui ne sera pas pris en compte dans ces théories est l'effet de couplage entre le pelage et le comportement en cisaillement dans la configuration simple recouvrement et simple bracelet [25].

#### II.2.1. Joint double recouvrement:

L'étude théorique des contraintes dans l'ensemble (structure- patch - colle) est essentielle surtout dans la partie collée (couche adhésive) parce qu'elle présente le point faible dans cet ensemble. En effet, elle est souvent l'origine des défaillances du joint composite. C'est la rupture de la colle ou sa décohésion qui provoque le détachement du renfort. Pour cette raison, on a développé des études élastique, élasto-plastique et mécanique permettant de déterminer la distribution des contraintes le long de la partie adhésive afin d'évaluer en premier lieu les zones critiques.

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

### a. Analyse élastique:

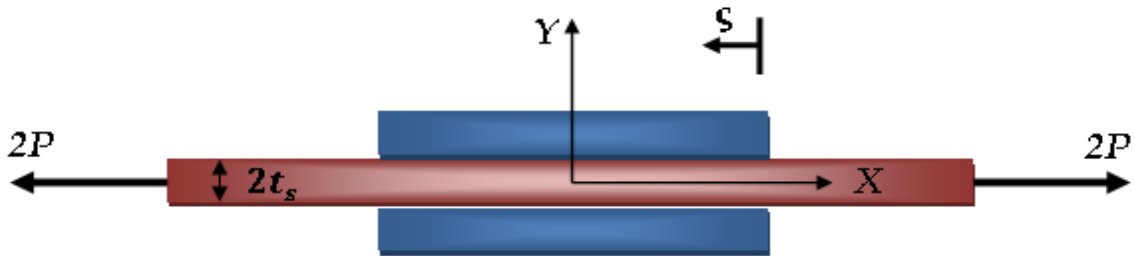


Figure II. 2 : Configuration d'un joint double recouvrement

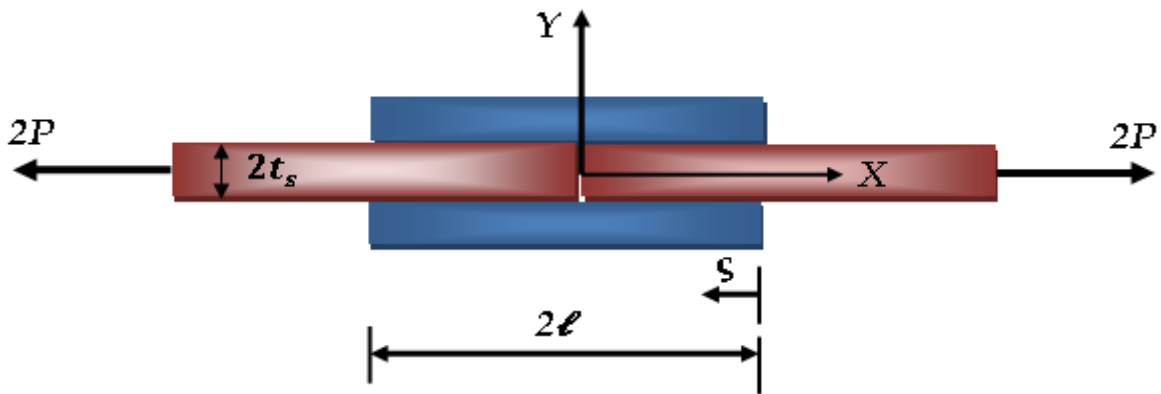
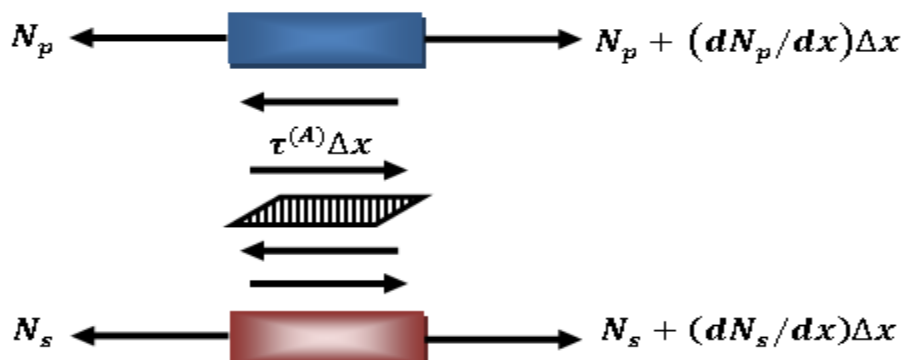


Figure II. 3: Configuration d'un joint double bracelet

En se référant aux Figures. II.2 et II.3 et en considérant un élément " $dx$ " pour appliquer l'équilibre des forces horizontales, on trouve que :



## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

Figure II. 4: Équilibre des forces horizontales dans un élément  $dx$

$$\begin{aligned}\frac{dN_p}{dx} - \tau^{(A)} &= 0 \\ \frac{dN_s}{dx} + \tau^{(A)} &= 0\end{aligned}\quad (II.1)$$

$$\begin{aligned}\frac{du_p}{dx} &= \frac{N_p}{E_p t_p} \\ \frac{du_s}{dx} &= \frac{N_s}{E_s t_s}\end{aligned}\quad (II.2)$$

Les indices A, p, s désignent respectivement l'adhésif, le patch et la structure.

La relation qui lie les contraintes de cisaillement avec les distorsions angulaires en domaine élastique est donnée par la relation suivante:

$$\tau^{(A)} = G_A \gamma^{(A)} = -\frac{G_A}{t_A} (u_s - u_p) \quad (II.3)$$

Après substitution des relations (II.2) dans la dérivée de (II.3), on aboutit à :

$$\frac{d\tau^{(A)}}{dx} = \frac{G_A}{t_A} \left( \frac{du_s}{dx} - \frac{du_p}{dx} \right)$$

Ou bien:

$$\frac{d\tau^A}{dx} = -\frac{G_A}{t_A} \left[ \frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{N_p}{E_p t_p} \right] \quad (II.4)$$

De même en dérivant l'équation (II.4) et en utilisant (II.1), on trouve:

$$\frac{d^2\tau^{(A)}}{dx^2} - \beta_A^2 \tau^{(A)} = 0 \quad (II.5)$$

Avec:

$$\beta_A^2 = \frac{G_A}{t_A} \left( \frac{1+s}{s} \right) \frac{1}{E_s t_s} \quad (II.6)$$

S représente le rapport de rigidités du patch et la structure, c'est-à-dire:

$$s = \frac{E_p t_p}{E_s t_s} \quad (II.7)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

La solution générale de l'équation (II.5) est:

$$\tau^{(A)} = C \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) \quad (II.8)$$

Les constantes C et B sont évaluées à partir des conditions aux limites sur  $\tau^{(A)}$ ,  $\frac{d\tau^{(A)}}{dx}$

En prenant l'origine des abscisses, comme il est montré dans la Figure II.4, il apparaît clair pour un joint double recouvrement que:

$$\tau^{(A)}(0) = 0 \quad (II.9)$$

$$N_p(\ell) = 0$$

$$N_s(\ell) = p \quad (II.10)$$

La condition (II.9) implique que:  $B = 0$

La condition (II.10) permet de déterminer l'expression de C:

$$C = -\frac{G_A}{\beta_A t_A \cosh(\beta_A \ell)} \left[ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (II.11)$$

Notant que:

$$P = \sigma_\infty t_s$$

Par conséquent, l'équation (II.8) devient:

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A \sinh(\beta_A x)}{\beta_A t_A \cosh(\beta_A \ell)} \left[ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (II.12)$$

Par contre, pour un joint à double bracelet, les conditions aux limites seront données par:

$$N_s(0) = 0$$

$$N_p(0) = P \quad (II.13)$$

$$N_s(\ell) = P$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$N_p(\ell) = 0 \quad (II.14)$$

A partir des équations (II.4), (II.8) et en utilisant les conditions (II.12), (II.14) on trouvera que les constantes d'intégration C et B sont égales respectivement à :

$$C = -\frac{G_A}{\beta_A t_A} \left( -\frac{\sigma_\infty}{E_s S} \right) \quad (II.15)$$

$$B = -\frac{G_A}{\beta_A t_A \cosh(\beta_A \ell)} \left\{ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \left[ 1 + \frac{\cosh(\beta_A \ell)}{S} \right] \right\} \quad (II.16)$$

Dont S est donnée par la relation (II.7).

D'où :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A \sinh(\beta_A x)}{\beta_A t_A} \left[ -\frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right] - \left[ \frac{G_A \cosh(\beta_A x)}{\beta_A t_A \sinh(\beta_A \ell)} \right] \left\{ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \left[ 1 + \frac{\cosh(\beta_A \ell)}{S} \right] \right\} \quad (II.17)$$

Pour une longueur de patch suffisamment longue c.-à-d.  $\beta_A \ell \gg 1$ , les relations (II.12) et (II.17) seront réduites à la même équation :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A e^{-\beta_A x}}{\beta_A t_A} \left( \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right) \quad (II.18)$$

**Avec:**  $\zeta = \ell - x$  et  $\zeta \ll 1$

Les approximations suivantes ont été prises en compte pour permettre les simplifications précédentes :

$$\begin{aligned} \sinh(\beta_A \ell) &\approx \cosh(\beta_A \ell) \approx \frac{e^{\beta_A \ell}}{2} \\ \frac{1}{\sinh(\beta_A \ell)} &\approx \frac{1}{\cosh(\beta_A \ell)} \approx 0 \end{aligned} \quad (II.19)$$

De même, pour des valeurs de x trop petites l'équation (II.17) devient :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A e^{-\beta_A x}}{\beta_A t_A} \left[ \frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right] \quad (II.20)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

La contrainte dans la structure avec une configuration d'un joint double recouvrement peut être déterminée à partir de la condition de même déformation entre le patch et la structure, et de l'équation d'équilibre des forces horizontales on trouve alors:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_s = \boldsymbol{\varepsilon}_p \quad (II.21)$$

$$E_s \boldsymbol{\varepsilon}_s t_s + E_p \boldsymbol{\varepsilon}_p t_p = \sigma_\infty t_s \quad (II.22)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_s = \frac{\sigma_\infty t_s}{E_s t_s + E_p t_p} \quad (II.23)$$

$$\sigma_0 = E_s \boldsymbol{\varepsilon}_s = \frac{\sigma_\infty E_s t_s}{E_s t_s + E_p t_p} \quad (II.24)$$

D'un autre côté, le déplacement au point d'interruption peut être évalué à partir de l'équation (II.3):

$$\mathbf{u}_s(\mathbf{x} = \mathbf{0}) = \frac{1}{\beta_A} \left( \frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right) \quad (II.25)$$

Sachant que:  $\mathbf{u}_p(\mathbf{x} = \mathbf{0}) = \mathbf{0}$

### b. Analyse élasto-plastique :

Dans ce cas, la relation (II.3) doit être modifiée et la déformation angulaire sera exprimée par :

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\mathbf{u}_s - \mathbf{u}_p}{t_A} \quad (II.26)$$

Tandis que la contrainte de cisaillement dans la région élastique de l'adhésif (zone de longueur  $d$  dans la Figure II.5) est exprimée par l'équation (II.3). Cependant, à travers la région restante plastique, la contrainte de cisaillement adhésif est considérée comme constante :

$$\boldsymbol{\tau}^{(A)} = -\boldsymbol{\tau}_y^{(A)} = \text{constante} \quad (II.27)$$



## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

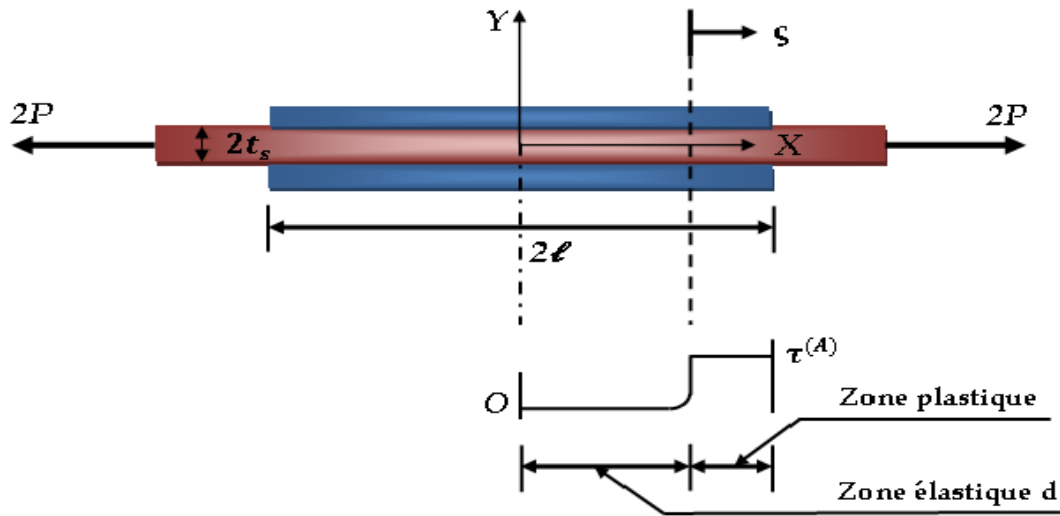


Figure II. 5: Zones élastique et plastique pour une configuration double recouvrement

Où  $\tau_y^{(A)}$  est la contrainte d'élasticité limite de l'adhésif caractérisée par un modèle élastique parfaitement plastique comme il est représenté sur la Figure II.6.

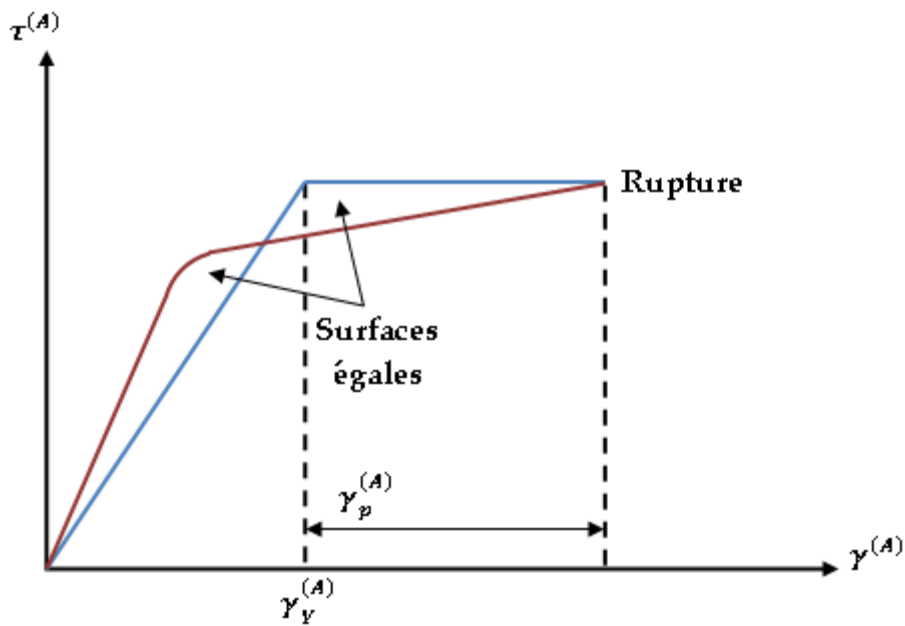


Figure II. 6: Idéalisation de l'adhésif

La dérivation de l'équation (II.3) et la substitution de la relation (II.2) donnent:

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = -\frac{1}{t_A} \left( \frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{N_p}{E_p t_p} \right) \quad (II.28)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

En dérivant une autre fois cette dernière équation, en éliminant les termes de  $\frac{dN_p}{dx}$  et  $\frac{dN_s}{dx}$  et à partir de la relation (II.1), on trouve le résultat suivant:

$$\frac{d^2\gamma^{(A)}}{dx^2} - \underbrace{\frac{G_A}{t_A} \left( \frac{1}{E_s t_s} - \frac{1}{E_p t_p} \right)}_{\beta_A^2} \frac{\tau^{(A)}}{G_A} = 0 \quad (II.29)$$

La résolution de l'équation différentielle donne comme solution:

$$\gamma^{(A)} = D \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) \quad Si |\tau^{(A)}| < \tau_Y^{(A)} \quad (II.20)$$

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta^2 + C\zeta + F \quad Si |\tau^{(A)}| = \tau_Y^{(A)} \quad (II.20)$$

Ces équations peuvent être réécrites de la façon suivante:

$$\gamma^{(A)} = D \sinh(\beta_A x) \quad Si |x| \leq d \quad (II.21)$$

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta^2 + C\zeta + F \quad Si |x| > d \text{ ou } 0 \leq \zeta < l - d \quad (II.22)$$

A partir des conditions aux limites, les constantes d'intégrations D, C et F peuvent être déterminées en fonction de:

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\tau_Y^{(A)}}{G_A} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à } x = d \text{ et } \zeta = 0 \quad (II.22)$$

$$\frac{d\gamma_Y^{(A)}}{dx} = -\frac{d\gamma_Y^{(A)}}{d\zeta} \quad \text{à } x = d \text{ et } \zeta = 0 \quad (II.24)$$

$$\frac{d\gamma_Y^{(A)}}{dx} = -\frac{1}{t_A} \left[ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad \text{à } \zeta = l - d \quad (II.25)$$

A partir de ces conditions, on peut déduire les valeurs des constantes d'intégration:

$$D = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\sinh(\beta_A d)} \quad (II.26)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$C = -\frac{\beta_A \gamma_Y^{(A)}}{\tanh(\beta_A d)} \quad (II.27)$$

$$F = -\gamma_Y^{(A)} \quad (II.28)$$

$$\frac{\beta_A \cdot d \cdot \tanh(\beta_A d) - 1}{\tanh(\beta_A d)} = \beta_A \ell - \frac{1}{\beta_A t_A \gamma_Y^{(A)}} \left[ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (II.29)$$

D'où enfin :

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma^{(A)} = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\sinh(\beta_A d)} \sinh(\beta_A x) \quad \text{Si } |x| \leq d \\ \gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \left[ 1 + \frac{\beta_A}{\tanh(\beta_A d)} \zeta + \frac{\beta_A^2}{2} \zeta^2 \right] \quad \text{Si } 0 \leq \zeta \leq \ell - d \end{array} \right. \quad (II.40)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \left[ 1 + \frac{\beta_A}{\tanh(\beta_A d)} \zeta + \frac{\beta_A^2}{2} \zeta^2 \right] \quad \text{Si } 0 \leq \zeta \leq \ell - d \end{array} \right. \quad (II.42)$$

La constante d est calculé à partir de l'équation (II.39). Pour des valeurs de  $\beta_A d \gg 1$ . La charge maximale à la rupture  $p_{\max}$  sera déterminée par l'équation (II.41) et donnée par la relation :

$$\frac{p_{\max} \beta_A}{\tau_Y^{(A)}} = \left( 1 + \frac{1}{S} \right) \left[ \sqrt{1 + \frac{2\gamma_r^{(A)}}{\gamma_Y^{(A)}}} \right] \quad (II.42)$$

Dans le cas d'un joint à double bracelet, la zone plastique apparait dans les deux zones, près de l'interruption et au bord du patch, comme il est présenté dans la Figure II.7 où les contraintes de cisaillement sont importantes.

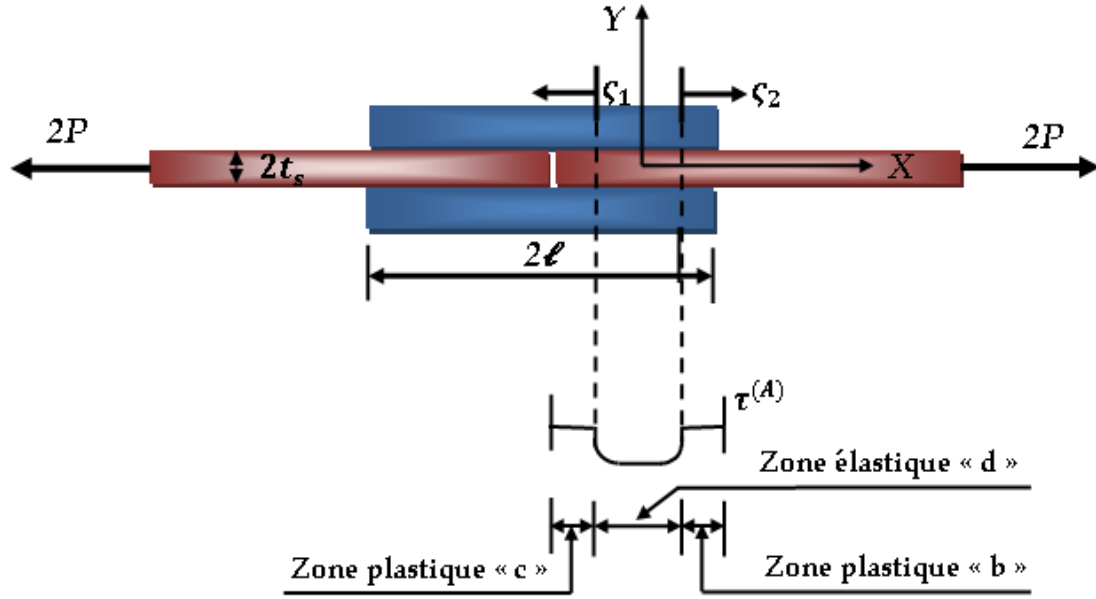


Figure II. 7: Zones élastique et plastique pour une configuration double bracelet

$d$  : est la distance de la zone élastique et  $c, b$  sont les distances de la zone plastique.

Pour établir les lois de distribution de la déformation angulaire  $\gamma^{(A)}$  dans les trois zones, on procède de la même manière que dans le cas d'un joint à double recouvrement, seulement avec de nouvelles conditions aux limites:

$$\gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à } x = -\frac{d}{2} \text{ et } \zeta_1 = 0 \quad (\text{II.42})$$

$$\gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à } x = +\frac{d}{2} \text{ et } \zeta_2 = 0 \quad (\text{II.44})$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = \frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_1} \quad \text{à } x = -\frac{d}{2} \text{ et } \zeta_1 = 0 \quad (\text{II.45})$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = \frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_2} \quad \text{à } x = +\frac{d}{2} \text{ et } \zeta_2 = 0 \quad (\text{II.46})$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_1} = -\frac{1}{t_A} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{E_s t_p} \right] \quad \text{à } \zeta_1 = c \quad (\text{II.47})$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_2} = -\frac{1}{t_A} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{E_s t_s} \right] \quad \text{à } \zeta_2 = c \quad (\text{II.48})$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

Avec :  $c + d + b = \ell$  (II.49)

La recherche de la solution de l'équation (II.30) donne :

$$\gamma^{(A)} = C \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) \quad \text{avec} \quad -\frac{d}{2} \leq x \leq \frac{d}{2} \quad (II.50)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta_1^2 + D \zeta_1 + F \quad \text{avec} \quad 0 \leq \zeta_1 \leq c \quad (II.51)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta_2^2 + H \zeta_2 + J \quad \text{avec} \quad 0 \leq \zeta_2 \leq c \quad (II.52)$$

Dont les constantes C, B, D, F, J et H sont déterminés à partir des équations des conditions aux limites :

$$C = 0 \quad (II.52)$$

$$B = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\cosh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right)} \quad (II.54)$$

$$D = -\beta_A \gamma_Y^{(A)} \tanh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right) \quad (II.55)$$

$$F = -\gamma_Y^{(A)} \quad (II.56)$$

$$J = -\gamma_Y^{(A)} \quad (II.57)$$

$$H = -\beta_A \gamma_Y^{(A)} \tanh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right) \quad (II.58)$$

Avec les distances des zones plastiques sont donnée par :

$$c = \frac{1}{t_A \beta_A^2 \gamma_Y^{(A)}} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} \right] - \frac{\tanh\left(\left[\frac{\beta_A(\ell - b - c)}{2}\right]\right)}{\beta_A} \quad (II.59)$$

$$b = \frac{1}{t_A \beta_A^2 \gamma_Y^{(A)}} \left[ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] - \frac{\tanh\left(\left[\frac{\beta_A(\ell - b - c)}{2}\right]\right)}{\beta_A} \quad (II.60)$$

Dans le cas d'un patch suffisamment long c-à-d :  $\frac{\beta_A(\ell - b - c)}{2} = \frac{\beta_A d}{2} \gg 1$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

L'expression de  $c$  devient :

$$c = \frac{1}{t_A \beta_A^2 \gamma_Y^{(A)}} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} \right] - \frac{1}{\beta_A}$$

Et

$$D = -\beta_A \gamma_Y^{(A)}$$

$$\sigma_{0Y} = \frac{\tau_Y^{(A)}}{\beta_A t_A} \quad (II.61)$$

Enfin, le déplacement au niveau de la zone de l'interruption de la structure est :

$$u_s(\zeta = c) = \frac{t_A \gamma_Y^{(A)}}{2G_A} \left( 1 + \left( \frac{\sigma_0}{\sigma_{0Y}} \right)^2 \right) \quad (II.62)$$

### c. Détermination de la contrainte de pelage :

Pour des patches épais, le joint peut se rompre avant que la contrainte de cisaillement n'atteint sa valeur critique à cause de la contrainte de pelage. (Figure II.8).

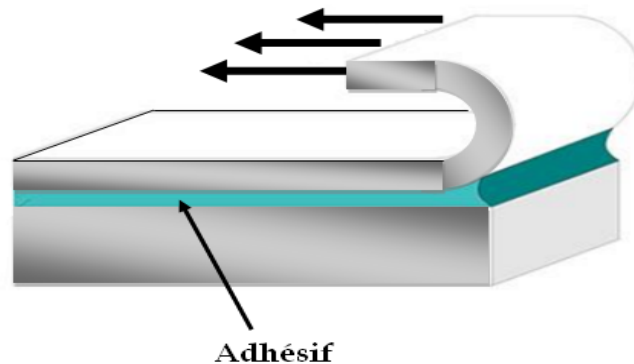


Figure II. 8: Illustration de la contrainte de pelage

La géométrie et la nomenclature, concernant cette analyse sont illustrées dans la Figure II.10. L'établissement des équations différentielles gouvernant le patch externe sont:

- Pour l'équilibre des moments:

$$\frac{dM_p}{dx} = V_p - \frac{\tau^{(A)} t_p}{2} \quad (II.62)$$

- Pour l'équilibre des forces:

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$\frac{dV_P}{dx} = \sigma^{(A)} \quad (II.64)$$

D'après la relation (moment et courbure), on a:

$$\frac{d^2 w_p}{dx^2} = -\frac{M_P}{D_P} \quad (II.65)$$

Aussi, la relation déformation - contraintes est exprimée par:

$$\varepsilon^{(A)} = \frac{\sigma^{(A)}}{E_A} = \frac{w_p - w_s}{t_A} = \frac{w_p}{t_A} \quad (II.66)$$

À partir des équations (II.63), (II.64), (II.65) et (II.66), on peut aboutir à l'équation différentielle suivante:

$$\frac{d^4 w_p}{dx^4} + \frac{E_A}{D_P t_A} W_p = 0 \quad (II.67)$$

Dont la solution de l'équation dernière est sous la forme de:

$$W_p = C e^{-\hat{\nu}x} \cos(\hat{\nu}x) + B e^{-\hat{\nu}x} \sin(\hat{\nu}x) \quad (II.68)$$

La direction  $x$  est prise comme elle est présentée dans la Figure II.9.

Les constantes C et B sont déterminées à partir des conditions aux limites suivantes:

Avec 
$$\hat{\nu} = \left( \frac{E_A}{4D_P t_A} \right)^{1/4} \quad (II.69)$$

$$M_P = -D_P \frac{d^2 w_p}{dx^2} = 0 \quad \text{à } x = 0 \quad (II.70)$$

Et 
$$\frac{dw_p}{dx} - \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{2} = -D_P \frac{d^2 w_p}{dx^2} \quad \text{à } x = 0 \quad (II.71)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

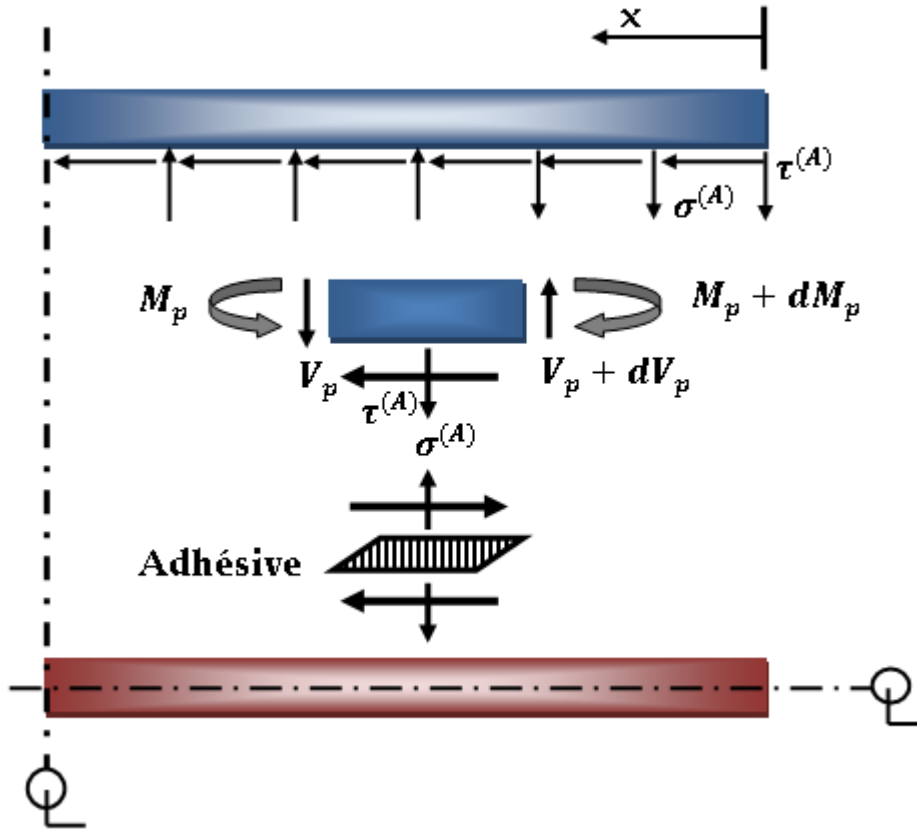


Figure II. 9: Géométries d'analyse des contraintes de pelage pour un joint double recouvrement

On peut déduire de la condition (II.70):

$$\left. \frac{d^2 w_p}{dx^2} \right|_{x=0} = 2\hat{\nu}^2 e^{-\hat{\nu}x} [C \sin(\hat{\nu}x) - B \cos(\hat{\nu}x)] \Big|_{x=0} = 0 \quad (\text{II.72})$$

$$D'ou \quad B = 0 \quad (\text{II.73})$$

De la condition (II.71), on trouve :

$$\left. \frac{d^2 w_p}{dx^2} \right|_{x=0} = 2C\hat{\nu}^2 [-\sin(\hat{\nu}x) + \cos(\hat{\nu}x)]e^{-\hat{\nu}x} + 2B\hat{\nu}^2 [\cos(\hat{\nu}x) + \sin(\hat{\nu}x)]e^{-\hat{\nu}x}$$

$$\frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{2D_p} = 2\hat{\nu}^2 (C + B) \quad (\text{II.74})$$

$$c'est\ à\ dire: \quad C = \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{4D_p \hat{\nu}^2} \quad (\text{II.75})$$

Et enfin à partir de (II.68) et connaissant C et B, la solution sera exprimée par:



## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$w_p = \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{4D_p \hat{\nu}^2} \cos(\hat{\nu}x) e^{-\hat{\nu}x} \quad (II.76)$$

D'où la contrainte de pelage maximale évaluée pour  $x = 0$

$$\sigma_{max}^{(A)} = \tau_Y^{(A)} \left( \frac{2E_A t_p}{E_p t_A} \right)^{1/4} \quad (II.77)$$

Dont  $\tau_Y^{(A)}$  est la contrainte limite élastique au cisaillement.

Cette relation a été proposée par Hart- Smith [32] bien que la contrainte de cisaillement n'atteint pas la limite élastique, c'est-à-dire:

$$\sigma_{max}^{(A)} = \tau_{max}^{(A)} \left( \frac{2E_A t_p}{E_p t_A} \right)^{1/4} \quad (II.78)$$

Avec  $\tau_{max}^{(A)}$  est la contrainte de cisaillement maximale (au bord du patch)

Dans le cas où le patch est suffisamment long:

$$\tau_{max}^{(A)} = \tau_Y^{(A)} \quad (II.79)$$

### II.3.2. Joint simple recouvrement:

Dans le cas de ce joint de collage, l'analyse se déroule en trois étapes: la première est le calcul du moment de flexion et la détermination de sa valeur au bord du patch pour un joint simple recouvrement ou simple bracelet, et au niveau de l'interruption pour le dernier. La deuxième étape consiste à déterminer les contraintes de pelage au niveau de l'adhésive. Et enfin le calcul des contraintes de cisaillement dans les zones critiques, l'extrémité et le milieu du patch.

La Figure II.10 montre la géométrie des configurations pour les joints simple recouvrement et simple bracelet.

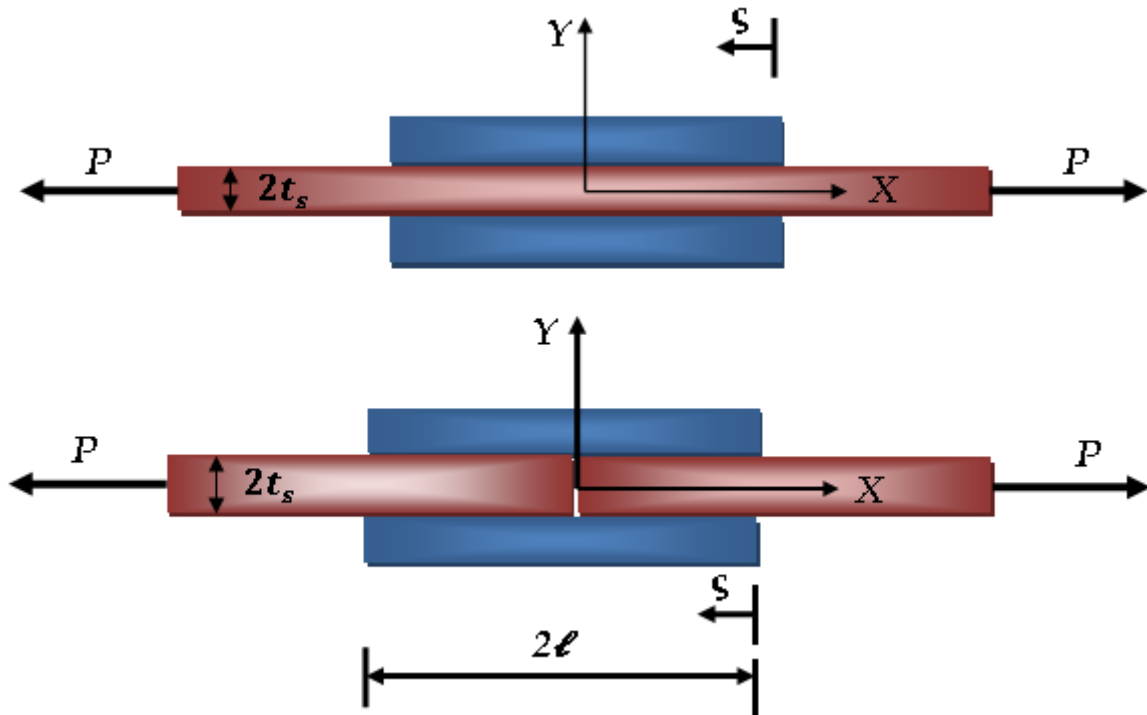


Figure II. 10: Configuration du joint simple recouvrement et simple bracelet

### a. Détermination du moment de flexion:

Les équations qui régissent les contraintes de l'adhésif exigent des connaissances du moment de flexion au niveau des extrémités du patch autant que conditions aux limites. Par conséquent, l'analyse commence par une solution pour ces quantités (Figure II.11). Il a été montré que pour un patch suffisamment long, le transfert de charge entre les surfaces à coller sont limitées à des bandes étroites aux extrémités du chevauchement et pour les joints double bracelet également à l'interruption de la structure. Il convient donc d'assumer dans ce volet de l'analyse des moments de flexion que le patch est rigidement lié à structure. Comme précédemment, par souci de simplicité, les moments de flexion sont dérivés d'abord pour la configuration recouvrement. Le moment de flexion  $M_H$  dans la structure, en dehors du chevauchement, est exprimée par:

$$M_H = -Pw_H \quad |x| > l \quad (II.80)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

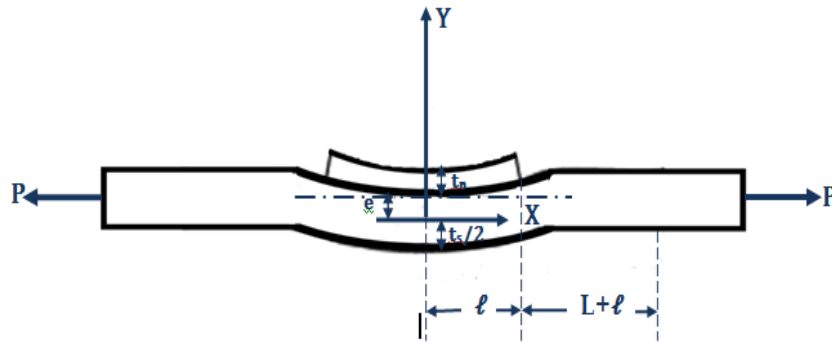


Figure II. 11: Déformée d'un joint simple recouvrement

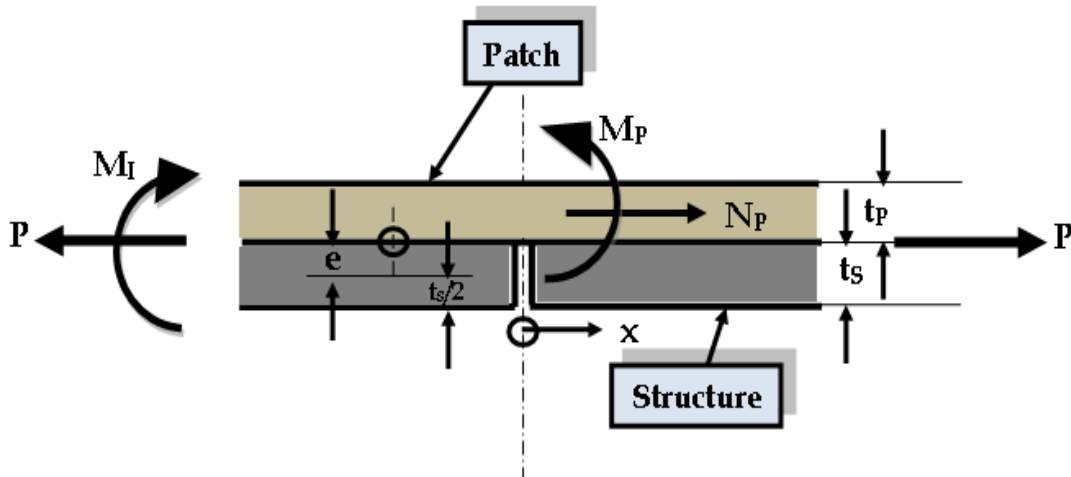


Figure II. 12: Distribution des moments pour un joint simple bracelet

Par contre le moment dans la partie colée est donné par:

$$M_I = -P(w_1 + \hat{e}) = -P(w_I + \hat{e}) \quad |x| \leq \ell \quad (II.81)$$

Avec 
$$\hat{e} = \frac{\left(\frac{t_s+t_p}{2}\right)S}{1+S}$$

De façon similaire à l'équation (II.65), les relations reliant les moments à la courbure sont:

$$M_H = -D_s \frac{d^2 w_H}{dx^2} \quad (II.82)$$

$$M_I = -D_I \frac{d^2 w_I}{dx^2} \quad (II.82)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

Sachant que: 
$$D_s = \frac{E_s t_s^2}{12}$$

$$D_I = I_M \cdot D_s \quad (II.84)$$

Et 
$$I_M = 1 + \frac{E_s t_s^2}{E_p t_p^2} + \frac{1 + \left(1 + \frac{t_s}{t_p}\right)^2}{1 + \left(\frac{E_p t_p}{E_s t_s}\right)} \quad (II.85)$$

En substituant les équations respectives (II.82) et (II.83) dans (II.80) et (II.81), on trouve:

$$\frac{d^2 w_H}{dx^2} - \frac{P}{D_s} M_H = 0 \quad (II.82)$$

$$\frac{d^2 w_H}{dx^2} - \frac{P}{D_s} M_H = 0 \quad (2.86)$$

$$\frac{d^2 w_I}{dx^2} - \frac{P}{D_I} W_I = \frac{P \cdot (\hat{e})}{D_I} \quad (2.87)$$

La résolution de ces deux équations différentielles donne comme solutions :

$$W_H = D \cosh(\xi_H x) + B \sinh(\xi_H x) \quad \text{avec } |x| > l \quad (II.88)$$

$$W_I = C \cosh(\xi_I x) + F \sinh(\xi_I x) - \hat{e} \quad \text{avec } |x| \leq \ell \quad (II.89)$$

Dont: 
$$\xi_H = \sqrt{\frac{P}{D_s}} \quad (II.90)$$

$$\xi_I = \sqrt{\frac{P}{D_I}} \quad (II.91)$$

Les constantes D, B, C et F sont déterminées à partir des conditions aux limites:

$$\left. \frac{dw_I}{dx} \right|_{x=0} = 0 \quad (II.92)$$

$$\left. \frac{dw_H}{dx} \right|(\ell) = \left. \frac{dw_I}{dx} \right|(\ell) \quad (II.92)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$w_H(\ell) = w_I(\ell) \quad (II.94)$$

$$w_H(L) = 0 \quad (II.95)$$

Leur application permet de déduire les constantes d'intégrations:

$$B = 0 \quad (II.96)$$

$$D = -B \tanh(\xi_H L) \quad (II.97)$$

$$B[-\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H \ell) + \sinh(\xi_H \ell)] = C \cosh(\xi_I \ell) - \hat{e} \quad (II.98)$$

$$C = B \frac{[\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H \ell) + \sinh(\xi_H \ell)]}{\cosh(\xi_I \ell)} + \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell)} \quad (II.99)$$

De l'équation (II.93) on aboutit à :

$$\xi_I C \sinh(\xi_I \ell) = B \xi_H [-\tanh(\xi_H L) \sinh(\xi_H \ell) + \cosh(\xi_H \ell)] \quad (II.100)$$

Par substitution de (II.99) dans (II.100) on aura:

$$B = - \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_H \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)] \left\{ 1 - \frac{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}{\xi_I \tanh(\xi_H \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]} \right\}} \quad (II.101)$$

$$B = - \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell)} \left\{ \frac{1}{1 - \frac{\xi_I \tanh(\xi_I \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]}{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}} \right\} \quad (II.102)$$

Dans ce cas, la déflexion au centre ( $x=0$ ) correspond donc à :

$$W_I(x=0) = C - \hat{e}$$

$$W_I(x=0) = \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell)} \left\{ \frac{1}{1 - \frac{\xi_I \tanh(\xi_I \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]}{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}} \right\} - \hat{e} \quad (II.102)$$

Pour des raisons de simplification, on assume que  $L \gg 1$  et l'équation (II.89) devient:

$$W_I(x) = \frac{\hat{e} \cosh(\xi_I x)}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - \hat{e} \quad (II.104)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

Pour déterminer le moment de flexion à l'intérieur de la partie collée on utilise les équations (II.104) et (II.81), d'où

$$M_1 = -W_I(x) = \frac{P \cdot \hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} \cosh(\xi_I x) \quad (II.105)$$

Par ailleurs, le moment de flexion en dehors de la partie collée est déterminé à partir des équations (II.82), (II.88) et (II.97) d'où:

$$M_H(x) = -D_s \frac{d^2 w_H}{dx^2} = -D_s \xi_H^2 B [-\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H x) + \sinh(\xi_H x)] \quad (II.106)$$

Dont la constante B est déduite de l'équation (II.101)

$$\text{C'est à dire: } M_H(x) = -\frac{P(\hat{e}) \cdot [\sinh(\xi_H x) - \cosh(\xi_H x)]}{\cosh(\xi_H \ell) \left[ 1 - \tanh(\xi_H \ell) \left[ 1 + \frac{\xi_H}{\xi_I \tanh(\xi_I \ell)} \right] \right]} \quad (II.107)$$

$$\text{ou encore: } M_H(\ell) = \frac{P(\hat{e}) \cdot \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} \quad (II.108)$$

Pour le calcul du moment de flexion à l'interruption du joint simple bracelet, on trouve qu'il est égal à la différence du moment pour un joint simple recouvrement en  $x=0$  et du moment concentré dû au déplacement de la fibre neutre, comme il est montré dans la Figure (II.13), et est de valeur  $P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right)$

Rappelons que le moment au centre d'un joint simple recouvrement est donné par la relation (II.105) au point  $x = 0$

D'où le moment pour un simple bracelet est:

$$M_I^p(x = 0) = -\frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \quad (II.109)$$

$$M_I^s(x = 0) = 0$$

### b. Détermination de la contrainte de pelage :

L'analyse adaptée pour le calcul de la distribution de la contrainte de pelage s'effectue de la même façon que dans le cas d'un joint double recouvrement ou double bracelet, seulement avec des conditions aux limites différentes. Par contre

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

l'hypothèse que les contraintes de cisaillement n'ont aucun effet sur les contraintes de pelage reste valable.

Donc, on considère un élément  $d$  de l'ensemble qui est présenté dans la Figure (II.13)

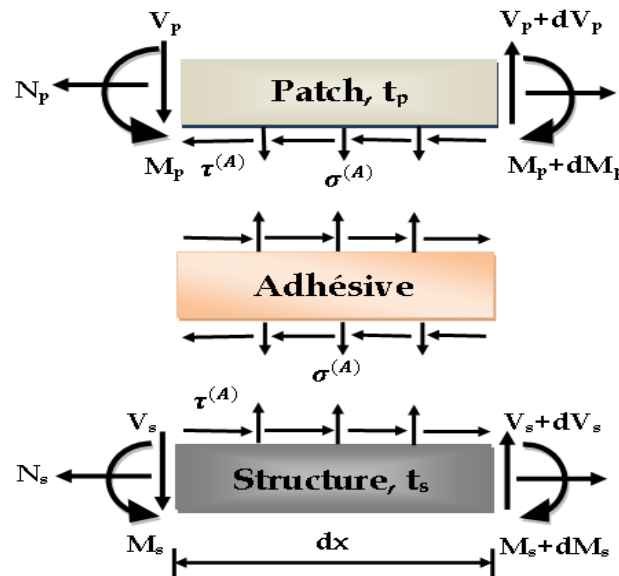


Figure II. 13: Analyse des contraintes agissant sur un élément  $dx$

A partir de la Figure (II.13), on établit:

- L'équilibre des moments :

$$\frac{dM_p}{dx} = V_p - \frac{\tau^{(A)} t_p}{2} \quad (II. 110)$$

$$\frac{dM_s}{dx} = V_s - \frac{\tau^{(A)} t_s}{2} \quad (II. 111)$$

- L'équilibre des forces horizontales:

$$\frac{dN_p}{dx} - \tau^{(A)} = 0 \quad (II. 112)$$

$$\frac{dN_s}{dx} + \tau^{(A)} = 0 \quad (II. 112)$$

- L'équilibre des forces verticales:

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$\frac{dV_p}{dx} - \sigma^{(A)} = 0 \quad (II.114)$$

$$\frac{dV_s}{dx} + \sigma^{(A)} = 0 \quad (II.115)$$

- Relation moments- courbures:

$$\frac{d^2 w_p}{dx^2} = -\frac{M_p}{D_p} \quad (II.116)$$

$$\frac{d^2 w_s}{dx^2} = -\frac{M_s}{D_s} \quad (II.117)$$

- Relations déformations- déplacements:

$$\varepsilon^{(A)} = \frac{\sigma^{(A)}}{E_A} = \frac{w_p - w_s}{t_A} \quad (II.118)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\tau^{(A)}}{G_A} = \frac{u_p - u_s}{t_A} \quad (II.119)$$

Contrairement au cas précédent, le déplacement, dans le patch ou dans la structure, n'est pas constant à travers son épaisseur et il est exprimé par la relation suivante:

$$\frac{du_p}{dx} = \frac{N_p}{E_p t_p} - \frac{M_p t_p}{2D_p} \quad (II.120)$$

$$\frac{du_s}{dx} = \frac{N_s}{E_s t_s} + \frac{M_s t_s}{2D_s} \quad (II.121)$$

Pour le découplage des équations différentielles, gouvernant les contraintes de pelage et de cisaillement  $\tau^{(A)}$ , cette dernière est assumée constante dans l'équation (II.110) et (II.111). Donc à partir de ces deux équations, on obtient:

$$\frac{d^2 M_s}{dx^2} - \frac{d^2 M_p}{dx^2} = \frac{dV_s}{dx} - \frac{dV_p}{dx} \quad (II.122)$$

On peut écrire dans ce cas, le déplacement vertical dans la structure et dans le patch de la façon suivante :

$$w_p = \frac{1}{2}(w_p - w_s) + \frac{1}{2}(w_s + w_p) = \frac{1}{2}(w_p - w_s) + w_I$$



## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$w_s = -\frac{1}{2}(w_p - w_s) + \frac{1}{2}(w_s + w_p) = -\frac{1}{2}(w_p - w_s) + w_I \quad (II.122)$$

Avec  $w_I$  est le déplacement vertical moyen de l'ensemble patch- structure et il est déduit de l'équation (II.104). De la relation (II.122) on peut aboutir à l'équation différentielle suivante:

$$-D_s \frac{d^4 w_s}{dx^4} + -D_p \frac{d^4 w_p}{dx^4} + 2\sigma^{(A)} = 0 \quad (II.124)$$

$$\frac{(D_s + D_p)}{2} \frac{d^4}{dx^4} (w_s - w_p) + \frac{2E_A}{t_A} (w_s - w_p) = \frac{-(D_s - D_p)d^4 w_I}{dx^4} \quad (II.125)$$

$$\frac{d^4}{dx^4} \left( \frac{w_s - w_p}{2} \right) + \frac{4E_A}{t_A(D_s + D_p)} \left( \frac{w_s - w_p}{2} \right) = -\frac{(D_s - D_p)d^4 w_I}{(D_s + D_p)dx^4} \quad (II.126)$$

La solution homogène de (II.126) est:

$$\left( \frac{w_s - w_p}{2} \right) = C \cosh(vx) \cos(vx) + B \sinh(vx) \sin(vx) + G \sinh(vx) \cos(vx) + H \cos(vx) \sin(vx) \quad (II.127)$$

$$\text{Avec:} \quad v^4 = \frac{E_A}{t_A(D_s + D_p)} \quad (II.128)$$

La solution particulière peut être calculée comme suit, de (II.104) on trouve:

$$-\left( \frac{D_s - D_p}{D_s + D_p} \right) \frac{d^4 w_I}{dx^4} = -\frac{(D_s - D_p) \hat{e} \xi_I^4 \cosh(\xi_I x)}{(D_s + D_p) \left[ \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right]} \quad (II.129)$$

Soit la solution particulière:

$$\left( \frac{w_s - w_p}{2} \right) = J \cosh(\xi_I x) \quad (II.120)$$

En introduisant (II.130) dans (II.126) on obtient:

$$J(\xi_I^4 + 4v^4) = -\frac{(D_s - D_p) \hat{e} \xi_I^4}{(D_s + D_p) \left[ \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right]} \quad (II.121)$$

$$\text{Autrement:} \quad J = \frac{(D_s - D_p) \cdot \hat{e}}{(D_s + D_p) \left( 1 + \frac{4v^4}{\xi_I^4} \right) \left[ \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right]}$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

Ou encore: 
$$J = - \frac{(D_s - D_p)(\hat{e})}{\left[ (D_s + D_p) + \left( \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right) \right] \left[ \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right]} \quad (II.122)$$

Comme précédemment la solution pour un joint simple recouvrement sera déterminée en premier lieu. Pour raison de simplification cette solution désigne un patch suffisamment long, et les résultats obtenus concernent l'extrémité du patch. Donc l'équation (II.130) peut être simplifiée à :

$$\frac{w_s - w_p}{2} \approx - \frac{(D_s - D_p)(\hat{e})}{\left[ (D_s + D_p) + \left( \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right) \right] \left( 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \right)} e^{-\xi_I \varsigma} \quad (II.122)$$

Donc: 
$$\frac{w_s - w_p}{2} = C_c e^{-\xi_I \varsigma}$$

Sachant que: 
$$\varsigma = \ell - x$$

D'ou: 
$$C_c = - \frac{(D_s - D_p)(\hat{e})}{\left[ (D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right] \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \right]} \quad (II.124)$$

D'un autre côté, la solution homogène de (II.126) devient:

$$\frac{w_s - w_p}{2} \approx e^{-v\varsigma} [C \cos(v\varsigma) + B \sin(v\varsigma)] \quad (II.125)$$

La solution générale de l'équation différentielle (II.126) est :

$$\frac{w_s - w_p}{2} = e^{-v\varsigma} [C \cos(v\varsigma) + B \sin(v\varsigma)] + C_c e^{-\xi_I \varsigma} \quad (II.126)$$

Les constantes d'intégration C et B seront déterminées à partir des conditions aux limites, De plus, l'intégrale de la contrainte de pelage le long du patch doit être nulle. Ce qui donne:

$$\int_0^\infty \sigma^{(A)} dx = - \frac{E_A}{t_A} \int_0^\infty (w_s - w_p) dx = 0 \quad (II.127)$$

$$C + B + \frac{2vC_c}{\xi_1} = 0 \quad (II.128)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

D'un autre côté, le moment de flexion juste à la fin du patch doit être égal au moment de flexion en dehors de l'ensemble (structure- patch) juste à l'extrémité ( $M_H(\ell)$ ).

Donc:

$$\begin{aligned} \frac{M_p}{D_p} - \frac{M_s}{D_s} \Big|_{x=\ell \text{ ou } \varsigma=0} &= \frac{d^2}{d\varsigma^2} (w_s - w_p) \Big|_{x=\ell \text{ ou } \varsigma=0} \\ &= 4v^2 e^{-v\varsigma} [C \sin(v\varsigma) + B \cos(v\varsigma)] + 2\xi_1^2 C_c e^{-\xi_1 \varsigma} \Big|_{\varsigma=0} \\ &= 4v^2 + 2\xi_1^2 C_c \\ &= -\frac{M_H(\ell)}{D_s} \end{aligned}$$

*On peut alors tirer:*  $B = -\frac{M_H(\ell)}{4D_s v^2} - \frac{\xi_1^2 C_c}{2v^2}$  (II.129)

Remplaçons la valeur de B dans (II.138), on aura:

$$C = -\frac{M_H(\ell)}{4D_s v^2} + \frac{\xi_1^2 C_c}{2} - \frac{2v C_c}{\xi_1} \quad (II.140)$$

Après substitution de  $M_H(\ell)$  et  $C_c$  par leurs expressions, on trouve:

$$B = -\frac{P(\hat{e}) \cdot \frac{\xi_I}{\xi_H} \tanh(\xi_I \ell)}{4D_s v^2 \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \tanh(\xi_I \ell) \right]} + \frac{\xi_1^2 (D_s - D_p)(\hat{e})}{2v^2 \left[ (D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right] \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \right]} \quad (II.141)$$

$$C = \frac{P(\hat{e}) \cdot \frac{\xi_I}{\xi_H} \tanh(\xi_I \ell)}{4D_s v^2 \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \tanh(\xi_I \ell) \right]} - \left( \frac{\xi_1^2}{2v^2} - \frac{2v}{\xi_1} \right) \frac{(D_s - D_p)(\hat{e})}{2v^2 \left[ (D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right] \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \right]} \quad (II.142)$$

Donc la valeur de la contrainte de pelage maximale peut être calculée de (II.118) et (II.136), comme:

$$\begin{aligned} \sigma_{max}^{(A)} &= -\frac{E_A}{t_A} (w_s - w_p) \Big|_{\varsigma=0} \\ \sigma_{max}^{(A)} &= -\frac{P(\hat{e}) E_A \tanh(\xi_I \ell)}{2D_s v^2 t_A \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \tanh(\xi_I \ell) \right]} + \frac{E_A}{t_A} \left( \frac{\xi_1^2}{v^2} - \frac{4v}{\xi_1} + 2 \right) \frac{(D_s - D_p)(\hat{e})}{\left[ (D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_I^4} \right] \left[ 1 + \frac{\xi_I}{\xi_H} \right]} \quad (II.142) \end{aligned}$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

La contrainte de pelage au niveau de l'interruption de la structure est calculée de l'équation différentielle (II.126). La méthode de raisonnement n'est différente que dans la condition du moment, et la solution particulière sera dans ce cas nulle.

De cette condition on peut donc aboutir à:

$$\left. \frac{M_p}{D_p} - \frac{M_s}{D_s} \right|_{x=0} = \left. \frac{d^2}{d\xi^2} (w_s - w_p) \right|_{x=0}$$

Avec: 
$$M_I^p(x=0) = - \frac{P.(\hat{e})}{\cosh(\xi_H \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right)$$

Et 
$$M_I^s(x=0) = 0$$

De l'équation (II.109) on obtient:

$$B = - \frac{M_I^p(0)}{4\nu^2 D_p} = - \frac{1}{4\nu^2 D_p} \left[ \frac{P.(\hat{e})}{\left| \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right|} + P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right] \quad (II.144)$$

$$C = -B = - \frac{M_I^p(0)}{4\nu^2 D_p} = - \frac{1}{4\nu^2 D_p} \left[ \frac{P.(\hat{e})}{\left| \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right|} + P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right]$$

Et la valeur de la contrainte de pelage maximale devient:

$$\sigma_{max}^{(A)} = -2C \frac{E_A}{t_A}$$

C'est à dire: 
$$\sigma_{max}^{(A)} = - \frac{E_A}{2D_p t_A} \left[ \frac{P.(\hat{e})}{\left| \cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell) \right|} + P \left( \frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right] \quad (II.145)$$

### c. Détermination de la contrainte de cisaillement:

Pour le calcul de la contrainte de cisaillement on utilise les équations de l'équilibre précédente de (II.110) à (II.118) on peut trouver alors que:

$$\frac{d^2 u_p}{dx^2} = \frac{1}{E_p t_p} \frac{dN_p}{dx} - \frac{t_p}{2D_p} \frac{dM_p}{dx}$$

Ou: 
$$\frac{d^2 u_p}{dx^2} = \frac{\tau^{(A)}}{E_p t_p} - \frac{t_p}{2D_p} \left( V_p - \frac{\tau^{(A)} t_p}{2} \right) \quad (II.150)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$\text{Et} \quad \frac{d^2 u_s}{dx^2} = \frac{1}{E_s t_s} \frac{dN_s}{dx} + \frac{t_s}{2D_s} \frac{dM_s}{dx}$$

$$\text{D'ou:} \quad \frac{d^2 u_s}{dx^2} = \frac{\tau^{(A)}}{E_s t_s} + \left( V_s - \frac{\tau^{(A)} t_s}{2} \right) \left( \frac{t_s}{2D_s} \right) \quad (\text{II. 151})$$

Après soustraction (II.151) de (II.150) et introduisons l'équation (II.119), on trouve:

$$\frac{d^2 u_p}{dx^2} - \frac{d^2 u_s}{dx^2} = \frac{t_A}{G_A} \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2}$$

$$\text{Ou:} \quad \frac{t_A}{G_A} \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} = \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \tau^{(A)} - \frac{V_p t_p}{2D_p} - \frac{V_s t_s}{2D_s} + \left( \frac{t_p^2}{4D_p} + \frac{t_s^2}{4D_s} \right) \tau^{(A)} \quad (\text{II. 152})$$

En dérivant (II.152), on obtient:

$$\frac{t_A}{G_A} \frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} = 4 \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} - \sigma^{(A)} \left( \frac{t_p}{2D_p} - \frac{t_s}{2D_s} \right) \quad (\text{II. 153})$$

$$\text{Enfin:} \quad \frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} - \frac{4G_A}{t_A} \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} = -\frac{G_A}{t_A} \left( \frac{t_p}{2D_p} - \frac{t_s}{2D_s} \right) \sigma^{(A)} \quad (\text{II. 154})$$

Pour raison d'équilibre de l'ensemble, la partie droite sera identiquement nulle d'où l'équation (II.154) devient:

$$\frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} - \frac{4G_A}{t_A} \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \approx 0 \quad (\text{II. 155})$$

$$\text{Autrement dit:} \quad \frac{d}{dx} \left[ \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} - \frac{4G_A}{t_A} \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \tau^{(A)} \right] = 0$$

$$\text{D'ou:} \quad \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} - \frac{4G_A}{t_A} \left( \frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \tau^{(A)} = C \quad (\text{II. 156})$$

Dont la solution de l'équation (II.156) est:

$$\tau^{(A)} = D \cosh(2\beta_A x) + B \sinh(2\beta_A x) + C \quad (\text{II. 157})$$

Pour déterminer les constantes d'intégrales D, B et C on utilise les conditions aux limites sur  $\tau^{(A)}$  et  $\frac{d\tau^{(A)}}{dx}$

$$\frac{d\tau^{(A)}}{dx} = 2\beta_A [D \sinh(2\beta_A x) + B \cosh(2\beta_A x)] = \frac{G_A}{t_A} \left( \frac{du_p}{dx} - \frac{du_s}{dx} \right)$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$Et \quad \frac{d\tau^{(A)}}{dx} = \frac{G_A}{t_A} \left[ \frac{N_p}{E_p t_p} - \frac{M_p t_p}{2D_p} - \frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{M_s t_s}{2D_s} \right] \quad (II. 58)$$

On commence de considérer toujours un joint simple recouvrement, et les conditions aux limites mises au point seront:

$$N_s(\ell) = P$$

$$N_p(\ell) = 0$$

$$\tau^{(A)}(0) = 0$$

**Enajoutant:**  $M_s(\ell) = M_H(\ell)$

$$M_s(\ell) = 0 \quad (II. 159)$$

Avec  $M_H(\ell)$  est exprimé par l'équation (4.108). De plus, la charge au point du milieu du patch est égale à la charge transférée qui représente l'intégrale de la contrainte tangentielle le long du patch, donc:

$$\int_0^\ell \tau^{(A)} dx = N_p(0) \quad (II. 160)$$

De l'équation (II.24), on a :

$$N_s(0) = t_s \sigma_s(0) = \frac{\sigma_\infty t_s}{1+S}$$

$$\varepsilon_s(0) = \frac{\sigma_s(0)}{E_s} = \frac{\sigma_0}{E_s} = \frac{\sigma_\infty}{E_s(1+S)}$$

Dont:  $\sigma_s(0) = \frac{\sigma_\infty}{1+S}$

On peut déduire la valeur de  $N_p(0)$  qui sera égale à :

$$N_p(0) = t_p \sigma_p(0) = t_p E_p \varepsilon_p(0) = E_p t_p \varepsilon_s(0) = \frac{E_p t_p \sigma_\infty}{E_s(1+S)} = \frac{S \sigma_\infty t_s}{1+S}$$

Donc l'équation (II.160) devient :

$$\int_0^\ell \tau^{(A)} dx = \frac{S \sigma_\infty t_s}{1+S}$$

On peut écrire la relation de la contrainte de cisaillement pour un patch suffisamment long par la relation suivante:

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

$$\tau^{(A)} = B e^{-2\beta_A x} + C \quad (II.161)$$

Donc après intégration :

$$\int_0^\ell \tau^{(A)} dx = \frac{-B e^{-2\beta_A \ell}}{2\beta_A} + \frac{B}{2\beta_A} + C\ell \approx \frac{B}{2\beta_A} + C\ell$$

$$\int_0^\ell \tau^{(A)} dx = \frac{S}{1+S} \sigma_\infty t_s$$

La constante B sera calculée à partir de la condition imposée sur  $\frac{d\tau^{(A)}}{dx}$  :

$$\left. \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \right|_{x=\ell \text{ or } \zeta=0} = \left[ -\frac{P}{E_s t_s} - \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{t_A} = -2\beta_A B \quad (II.162)$$

*D'ou:* 
$$B = \left[ \frac{P}{E_s t_s} + \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{2\beta_A t_A}$$

*Et* 
$$C = \frac{S}{(1+S)\ell} \sigma_\infty t_s - \left[ \frac{P}{E_s t_s} + \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{4\beta_A^2 t_A \ell}$$

Donc la variation de la contrainte de cisaillement maximale sera:

$$\tau_{max}^{(A)} = \frac{S}{(1+S)\ell} \sigma_\infty t_s + \left[ \frac{P}{E_s t_s} + \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{2\beta_A t_A} \left( 1 - \frac{1}{2\beta_A \ell} \right) \quad (II.163)$$

D'une façon similaire, on peut calculer la contrainte de cisaillement au niveau de l'interruption seulement avec la variable x. Les nouvelles conditions considérées seront:

$$\begin{aligned} N_p(0) &= P \\ N_s(0) &= 0 \\ M_p(0) &= M_I^P \\ M_s(0) &= 0 \end{aligned} \quad (II.164)$$

Ces conditions conduisent à :

$$\left. \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \right|_{x=0} = \frac{G_A}{t_A} \left[ \frac{N_p}{E_p t_p} - \frac{M_p t_p}{2D_p} - \frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{M_s t_s}{2D_s} \right] \Bigg|_{x=0}$$

*Donc:* 
$$\left. \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \right|_{x=0} = \frac{G_A}{t_A} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} - \frac{t_p M_I^P(0)}{2D_p} \right]$$

## Chapitre II : Détermination des contraintes sur le joint des adhésifs

---

D'où les valeurs des constantes B et C:

$$B = \frac{G_A}{2\beta_A t_A} \left[ \frac{M_I^P(0)t_P}{2D_p} - \frac{\sigma_\infty t_s}{E_P t_P} \right]$$

$$C = \frac{1}{1+s} \left[ \frac{\sigma_\infty t_s}{\ell} \right] - \frac{1}{4\beta_A^2 \ell} \left[ \frac{M_I^P(0)t_P}{2D_p} - \frac{\sigma_\infty t_s}{E_P t_P} \right] \left( \frac{G_A}{t_A} \right) \quad (II.165)$$

Enfin la contrainte de cisaillement maximale pour un joint simple recouvrement au niveau de l'interruption sera exprimée par la relation suivante:

$$\tau_{max}^{(A)} = \frac{1}{1+s} \left( \frac{\sigma_\infty t_s}{\ell} \right) + \frac{G_A}{2\beta_A t_A} \left[ \frac{M_I^P(0)t_P}{2D_p} - \frac{\sigma_\infty t_s}{E_P t_P} \right] \quad (2.166)$$



*Chapitre III :*

---

Réparation des structures  
aéronautiques

---

### II.1. Introduction

L'environnement extérieur d'une structure aéronautique est souvent la source de nombreux dommages que ce soient les chocs sur le tarmac, les impacts basse énergie (grêle, gravillon, chute d'outils...) ou le foudroiement de l'appareil par exemple. Ceci implique de devoir développer des solutions simples, peu coûteuses en termes de procédé de réparation et rapide dans le but de réduire le temps d'immobilisation de l'appareil.

Pour les structures primaires métalliques actuellement utilisées, les solutions de réparation sont matures et optimisées. Cependant, le recours à des solutions en matériaux composites directement exposées à ces agressions extérieures (fuselage par exemple) induit d'adapter ces méthodes à ces matériaux. Cela est d'autant plus vrai que les matériaux composites sont connus pour être très sensibles à ce type d'agressions impliquant des endommagements pouvant réduire de manière notable leurs performances mécaniques. Outre l'adaptation des techniques de réparations, ces matériaux nécessitent un soin particulier pour la détection de ces dommages difficilement détectables en surface.

Un des enjeux de ces futures années, sera notamment la mise en place d'une maintenance adaptée à ces nouveaux matériaux pour l'aéronautique civile avec pour objectif la diminution du coût de possession associé à l'appareil et notamment le coût de maintenance.

La réparation des aéronefs est intimement liée à l'histoire de l'aviation et aux matériaux qui les ont constitués. Pour la génération des structures métalliques, la réparation principalement utilisée est la réparation par patch riveté. C'est une réparation simple à mettre en œuvre, peu coûteuse et bien maîtrisée pour les dommages des matériaux métalliques (criques, corrosion,...) [26] [27].

Aujourd'hui, pour un dommage de type impact sur matériau composite, deux solutions sont envisageables : le patch riveté et le patch collé. Ces deux réparations sont très coûteuses en temps de mise en œuvre avec le carottage du dommage nécessaire pour éviter toute propagation de dommage non maîtrisée. Une autre difficulté est liée à cette étape de carottage et à la complexité de la mise en œuvre de la réparation (perçage pour la solution riveté et collage pour la solution collée). Des techniciens hautement qualifiés sont en effet nécessaires pour réaliser de telles opérations. De plus, un désavantage de la solution rivetée est le surpoids engendré par le patch et les rivets [26]. La réparation par patch collé nécessite quant à elle, une grande surface de collage nécessaire pour le transfert de charge vers le patch sans sur-contrainte trop élevée [27]. Des solutions alternatives ont vu le jour ces dernières

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

---

années, mais sont souvent anecdotiques ou applicables sous des conditions très particulières et souvent hors tenue structurale. Parmi ces réparations, on peut citer la réparation par injection [28], la réparation par saignement [29], [30] ou encore des combinaisons de rivetage/collage sans carottage [31].

Si les solutions collées semblent séduisantes, la certification des réparations basée sur une technique de collage est actuellement problématique. Tout d'abord, il est difficile d'assurer un collage correct sans un contrôle destructif. De plus, la durabilité du joint collé, reste l'un des problèmes clés. La démarche de certification ne peut se faire pour un type de réparation en générale [32]. En effet, bien qu'il existe un certain nombre d'essais permettant de caractériser la réparation, celle-ci ne peut être certifiée que si l'ensemble des propriétés de la pièce d'origine est restitué.

Ainsi, l'étude de la réparation pour une classe d'endommagement donné peut être décomposée en trois grandes étapes. La première est le choix d'une méthode de réparation et son adaptation au matériau considéré en termes de procédé et de mise en œuvre. La deuxième étape est l'identification par des méthodes de caractérisation des propriétés mécaniques que la méthode de réparation doit restituer a priori. Enfin, la dernière étape consiste à valider cette méthode sur l'application structurale ou sur un essai représentatif dans un objectif de certification de la réparation.

### II.2. Origine des dommages rencontrés en aéronautique

Les matériaux composites sont présents dans beaucoup de domaines d'activités. Cependant l'aéronautique a été un secteur précurseur pour ces matériaux et a ouvert beaucoup de voies dans le domaine des réparations notamment. Ces avancées expliquent l'utilisation de statistiques et de résultats, essentiellement issus de l'industrie aéronautique et plus particulièrement de la phase d'exploitation des appareils, dans ces travaux. Les exigences de certification des aéronefs, ont permis d'étudier avec une grande rigueur les origines des dommages, leur fréquence d'occurrence, le suivi de ces dommages et la mise au point de moyens de réparations. Grâce à Airbus et à nos différents partenaires, il apparaît que la plus grande partie des dommages survient lors des phases de maintenance ou d'escale au sol (Figure III.1 et Figure III.2).

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

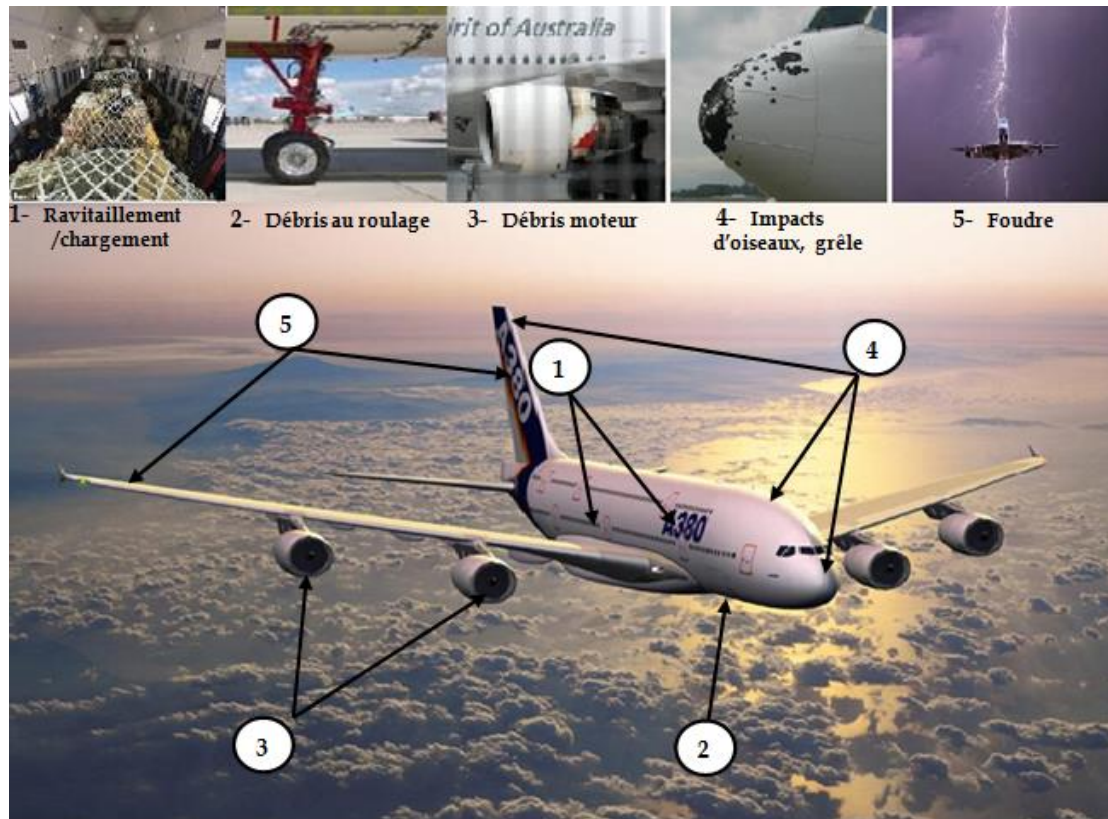


Figure III.1 : Origine des différents impacts observés sur un aéronef

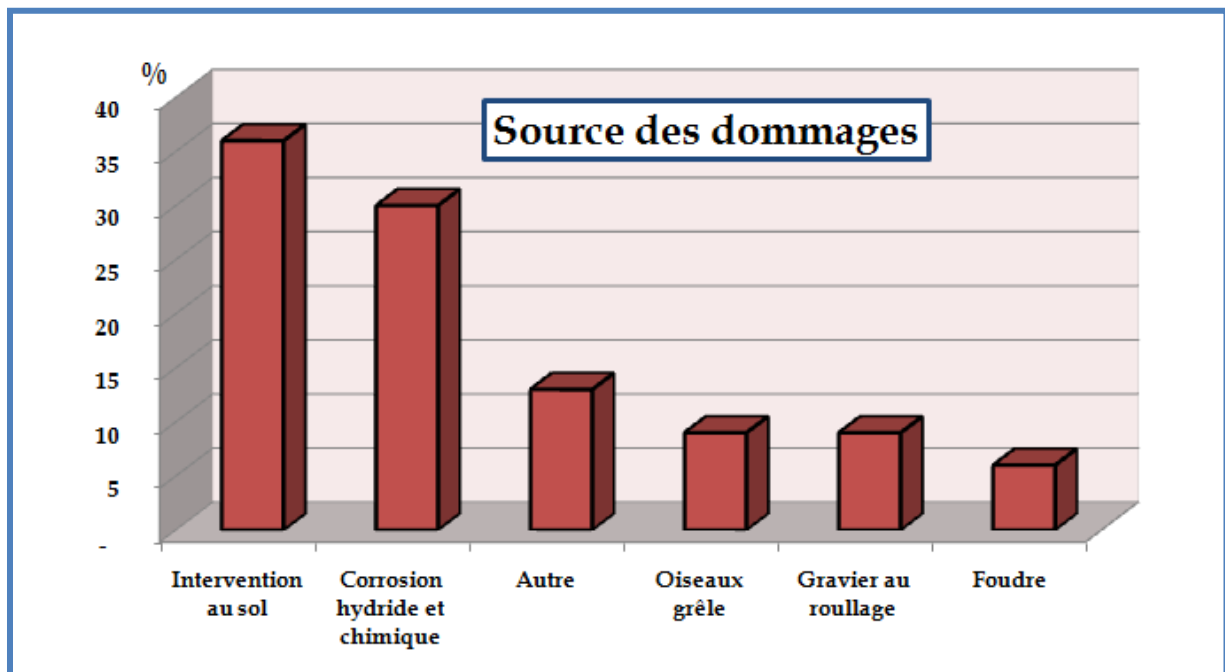


Figure III.2: Nature des dommages sur les aéronefs civils issue de [33]

Il est raisonnable de penser que dans le domaine militaire, où les matériaux composites sont utilisés depuis plus longtemps, ces proportions restent similaires. Cependant, ces structures possédant plus de matériaux composites, et les aéronefs

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

étant poussés à leurs limites, les réparations sont plus fréquentes. Ces considérations expliquent qu'historiquement, un grand nombre d'études soit financé par des agences militaires.

Savoir pendant quelle phase de la vie de l'avion les dommages sont les plus rencontrés est intéressant afin de réduire leur occurrence, mais il faut également savoir quelle est la nature de ces dommages pour proposer des structures plus résistantes ou bien adapter les réparations composites.

### III.3. Les dommages en aéronautique

D'après les fabricants et utilisateurs de composites, les étapes de fabrication et d'assemblage sont des étapes critiques de la vie des pièces composites. Malheureusement, en général pour des raisons de confidentialité, les statistiques concernant les dommages rencontrés pendant ces phases ne sont pas disponibles. Ce qui est généralement admis, en revanche, c'est la sensibilité des composites aux délaminages pendant les phases d'usinage ou lors de chocs avec des outils ou d'autres pièces des assemblages.

Dans les Si l'on s'intéresse plus largement aux endommagements que l'on retrouve sur pièces composites, on retrouve plusieurs scénarios d'endommagements liés à la complexité de ces matériaux (Figure III.3).

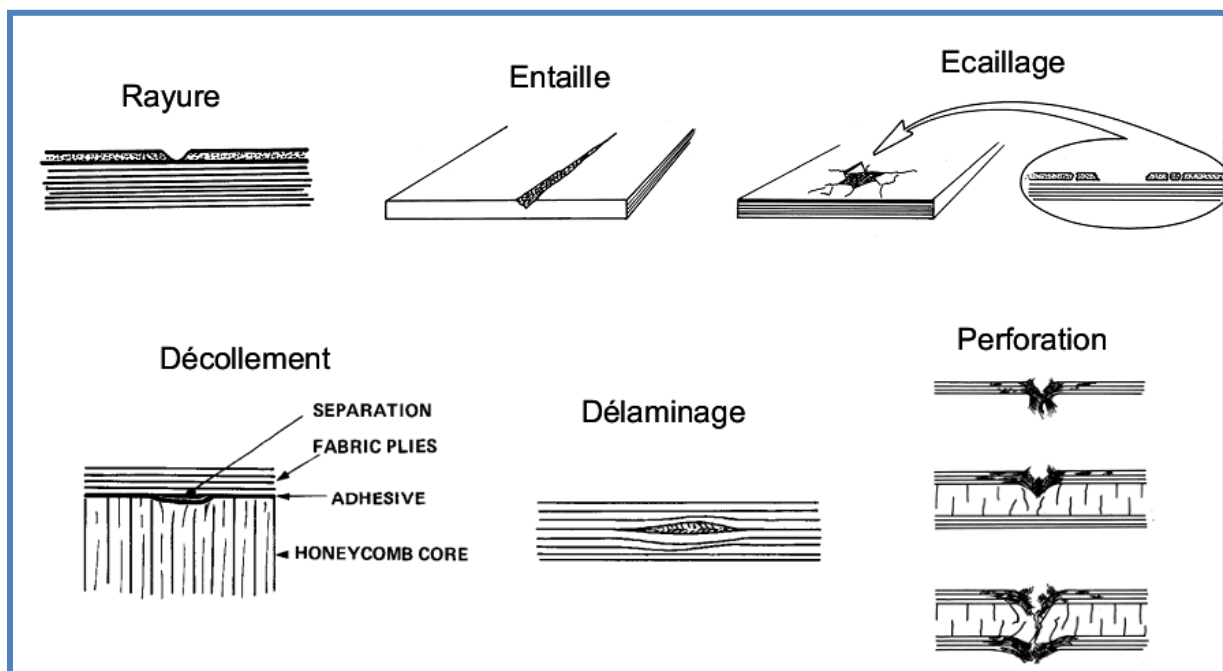


Figure III.3: Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [34]

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

Ces différentes situations, sont très variées comparées aux dommages que l'on peut trouver sur les matériaux métalliques. En revanche, selon les statistiques présentées par Airbus (Figure III.2), on observe que plus de 50% des dommages sont liés à des sollicitations d'impacts. Afin de compléter ces informations, la localisation des dommages sur les appareils permet de savoir quel type de structure est soumis à ces sollicitations. Comme le montre les réparations qui ont été rapportées par Airbus (Figure III.4), on observe que 85% des dommages réparés se trouvent sur le fuselage et plus particulièrement, la peau du fuselage et les panneaux autour des portes (le karman et le radôme étant exclus de ces statistiques). Avec l'arrivée des avions dont le fuselage est principalement constitué de matériaux composites, le remplacement de tronçons ou de panneaux semble difficile à concevoir d'un point de vue économique. La réparation est alors essentielle.

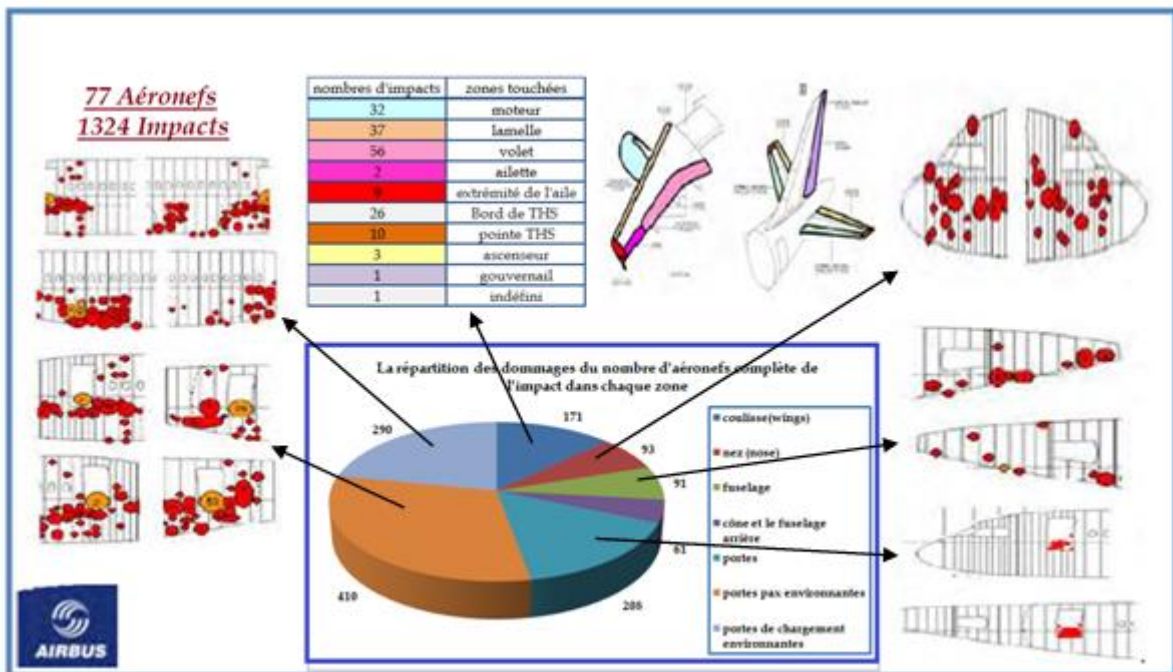


Figure III.4: Présentation de la répartition des réparations sur d'avions Airbus [35]

D'après ces statistiques et des données internes d'Airbus, Morteau relate que l'endommagement typique qui concerne la réparation des surfaces extérieures des aéronefs est un impact de 35 Joules avec une occurrence de  $10^{-5}$  par heure de vol [36]. Boeing et l'ensemble des intervenants aéronautiques contactés, s'accordent pour considérer cet endommagement dit de "faible énergie, faible vitesse" comme étant le plus critique pour les structures composites, notamment parce qu'il n'est pas facile à détecter et qu'il engendre une réduction très significative des propriétés des composites en compression.

### II.4. Les moyens de détection des dommages

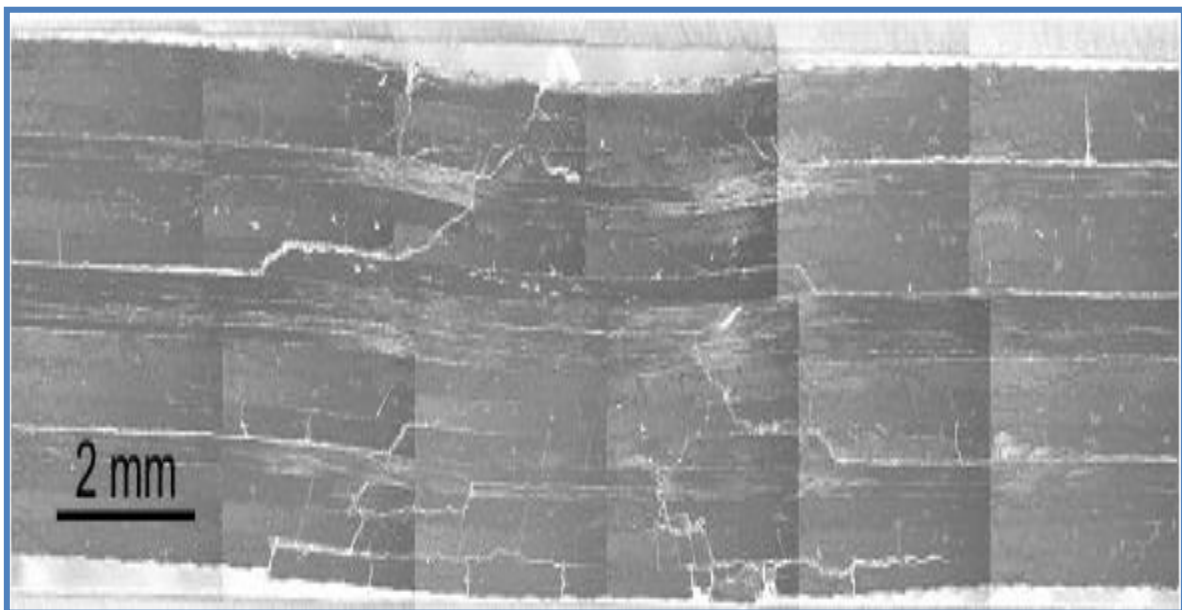
Pour les dommages d'impact, la particularité des matériaux composites réside dans le fait que l'endommagement peut être très peu visible sur les parties extérieures et très étendu à l'intérieur du matériau. Dans un composite stratifié de plis unidirectionnels, cet endommagement se trouve principalement sous la forme de délaminage. Depuis l'introduction massive des matériaux composite dans l'aviation, de nombreuses recherches sur les moyens de détection de ces délaminages ont été effectuées. Aujourd'hui, il existe des recueils exclusivement dédiés à ces techniques [37] et des ouvrages plus généraux sur la réparation qui traitent également des moyens de détection [38].

On peut regrouper ces techniques d'inspection en deux groupes :

- Les contrôles non destructifs
- Les contrôles destructifs.

#### III.4.1. Méthodes de contrôles destructifs

Ces méthodes sont par définition coûteuses mais nécessaires, car elles permettent d'obtenir rapidement des descriptions précises de l'endommagement interne. Elles nous permettront de déterminer notamment les épaisseurs des délaminages, le nombre de fissures transverses et l'étendue des délaminages.



*Figure III.5: Coupe micrographique d'une éprouvette quasi-isotrope de T700GC/M21 (4mm d'épaisseur) impactée à 30J*

### III.4.2. Méthodes de contrôles non destructifs

Il existe plusieurs techniques qui sont très intéressantes industriellement puisqu'elles permettent de détecter des défauts sans endommager les structures inspectées. De grands efforts ont donc été déployés afin de développer un grand nombre de moyens de détection toujours plus performants tel que :

- Détection Visuelle
- "Tap-Test"
- Inspection ultrasonore
- Thermographie infrarouge

Plus généralement, c'est à partir de ces moyens de contrôle que les avionneurs aujourd'hui, définissent l'ensemble des visites de maintenance. Les études de détectabilité des défauts, combinées à celles portant sur la tolérance aux dommages, permettent de juger de la criticité des défauts non révélés [39], [36]. Les autres méthodes restent beaucoup plus marginales et sont principalement utilisées en laboratoires de recherche.

### III.5. Réparations structurales en aéronautiques

Plusieurs méthodes de réparation sont employées dans l'industrie aéronautique. Bien elles soient dictées par l'expérience des constructeurs, elles ont été influencées et enrichies grâce aux travaux de recherche menés dans de multiples laboratoires. Les entreprises de maintenance sont également à l'origine d'évolutions importantes.

#### III.5.1. Réparation par rivetage/boulonnage

Aujourd'hui, les solutions rivetées sont très utilisées, pour des raisons essentiellement historiques et interviennent sur tous types de pièces. ATR, participant au projet Clean Sky, confirme que les solutions rivetées et boulonnées, sont les seules réparations certifiées sur structure primaire. La solution de réparation par patches peut être employée sur les structures métalliques et composites. En revanche il est à noter que ces réparations représentent un sur poids important et leur réalisation est fastidieuse. **Figure III.6 et Figure III.7** montrent 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.



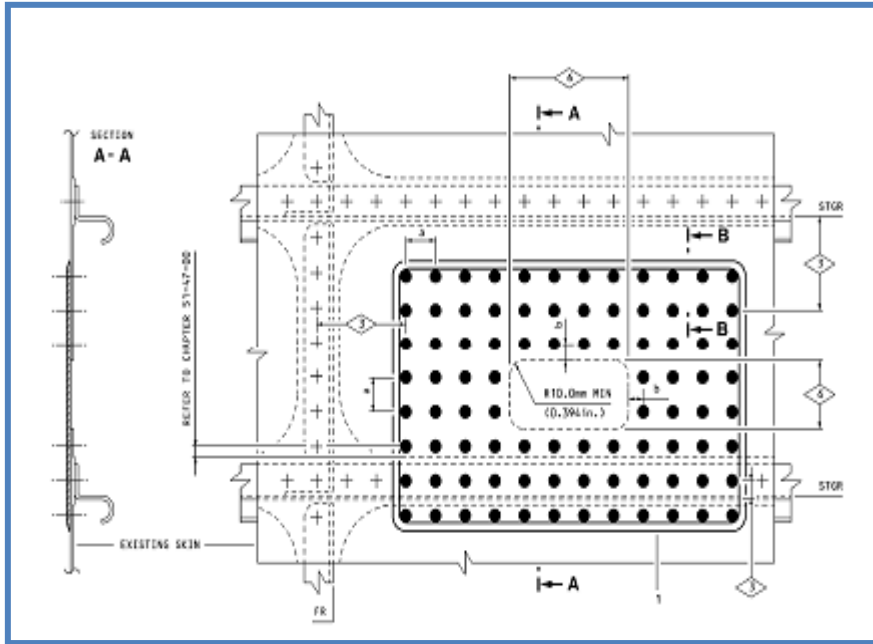


Figure III.6: Exemple de réparation proposée dans le SRM pour un panneau de fuselage [26]



Figure III.7: Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing

### III.5.2. Réparation par patch

Le principe de ces réparations par mesure de sécurité, consiste pour les matériaux composites, à retirer la zone endommagée (Figure. III.8 et Figure. III.9) et à placer des plis de substitution. Cette configuration de réparation s'appelle réparation par patch. Cette réparation présente également, l'avantage de s'adapter aux structures sandwichs.



Figure III.8: Exemple de préparation pour une réparation par patch en scarf [www.abaris.com](http://www.abaris.com)



Figure III.9: Opération de ponçage de la zone endommagée directement sur fuselage [40]

Malgré ces études et de nombreuses autres, les patches composites ont très peu évolués depuis leur implémentation sur structure métallique. Leur optimisation a essentiellement porté sur leur forme (3D). Le manque de confiance et de recul concernant le vieillissement et le comportement en fatigue du patch et des films de colle structuraux, est aujourd'hui un obstacle à la certification sur structure primaire aéronautique. Le Composite Patch Repair Seminar du 12 et 13 Juin 2007 a été organisé par J-F. Bègue au CEAT afin de faire le point des avancées sur le sujet de la certification des solutions de réparations collées. Le cas particulier des structures primaires, réside dans le fait que si le patch venait à se décoller de ces structures, cela aurait des conséquences catastrophiques. Des solutions innovantes ont été proposées en termes de collage comme l'utilisation de sonde ultrason pendant le collage qui permet de faire migrer les polluants hors de la zone de liaison colle/substrat. Un poids important a été porté sur les méthodes de contrôle in-situ (Self Health Monitoring) qui permettraient en temps réel de connaître la qualité du collage. L'objectif étant à terme de proposer aux agents de maintenance un historique des sollicitations qu'a subit l'avion afin de pouvoir connaître à tout moment l'état mécanique de la structure.

#### a. Préparation de la réparation

- L'identification du dommage est la première étape de cette réparation.

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

- La deuxième étape consiste à retirer entièrement le dommage du composite en élargissant la découpe avec un biseau sur les faces accessibles.

Il existe deux techniques :

- le trou de réparation doit être soigneusement fuselé de manière continue ("scarfed") Figure III.8 et Figure III.9 illustrent une réparation par scraf.
- Marche ("stepped") : Figure III.10 illustrent une réparation par step effectuée à l'aide d'un scalpel. Cette technique délicate au scalpel est notamment utilisée par Eurocopter [41].



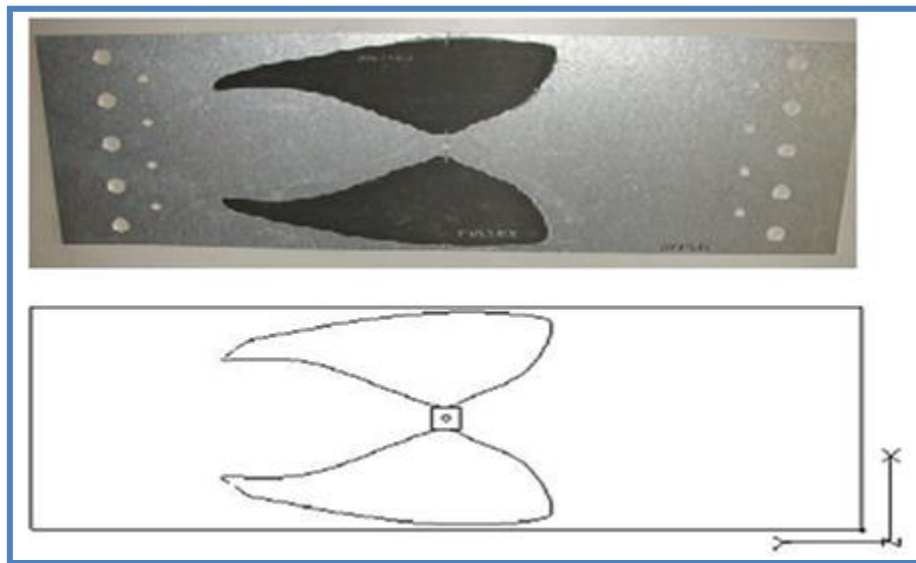
*Figure III. 10: Préparation d'une réparation par step sur un composite sandwich ; cette figure est extraite d'un cours de Brunel et présente volontairement des défauts : l'usinage devrait être circulaire si le dommage d'origine est rond et il ne devrait pas y avoir d'angle vif (les coins devraient être arrondis) [31]*

- L'angle alors formé par la pente du biseau a été le sujet de nombreux travaux [38] [47]. En effet, cet angle est critique pour la distribution des efforts entre le patch et la pièce d'origine et par conséquent de la tenue du patch. Il est aujourd'hui admis qu'un angle de  $3^\circ$  est le meilleur compromis entre la taille du patch et la tenue du patch. Ce très petit angle complexifie beaucoup cette étape de retrait de l'endommagement.
- La sélection des matériaux à employer pour réaliser la réparation est importante. Cela s'illustre particulièrement bien par les réparations de structures métalliques par des patchs composites. En effet, il est par exemple nécessaire de mettre des couches de fibres de verre entre le patch et le matériau à réparer afin d'éviter des problèmes de couplage électrique et de discontinuité de coefficient de

dilatation thermique. Les propriétés d'adhésion sont bien entendu critiques et là encore de nombreuses études traitent de ce sujet [48], [49], [50].

### b. Empilement des patches

L'empilement des patches est une problématique récurrente et même s'il est admis que celui-ci vient compléter ou reproduire l'empilement initial, la concentration de contrainte générée dans le film d'adhésif reste le point faible de cette solution comme le montre l'étude [51]. Des développements récents, ont amené des équipes à utiliser des méthodes heuristiques (algorithmes génétique) afin d'optimiser la forme et l'empilement des patches de réparation [52], [53]. Il s'agit d'adapter au mieux l'empilement et la géométrie du patch en fonction de la zone endommagée et des efforts à transmettre. Cela peut donner des résultats étonnants comme la réparation proposée Figure III.11, qui permet de dévier les efforts à l'extérieur de la zone endommagée représenté ici par un trou au centre de la plaque.



*Figure III. 11: Exemple de patch composite sur structure métallique (éprouvette de traction). La géométrie et l'empilement du patch sont obtenus par algorithme génétique [52]*

Pour les patches réalisés aujourd'hui en atelier de maintenance, des plis supplémentaires sont ajoutés, lorsque cela est possible, par rapport à la séquence d'empilement d'origine, afin d'obtenir une marge de sécurité plus importante sur les propriétés mécaniques de la structure réparée [26], [27] et comme Armstrong le présente, ces plis permettent également de réduire l'effet de pelage dû à la concentration de contrainte dans les premiers plis du patch [38]. Ainsi, même si ce pelage intervient suite à de nombreux cyclages sur la réparation, il permet de détecter la dégradation de la réparation avant que celle-ci n'atteigne les plis intérieurs du patch.

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

### c. Matériel et méthode

Plusieurs méthodes de réalisation de patch sont possibles :

- le patch peut être co-cuit ensuite collé sur la pièce à réparer ;
- patch réalisé dans un moule (géométrie complexe) et ensuite collé sur la pièce à réparer (deux cuissons) ;
- Afin de maintenir en place le patch et garantir une bonne "compacité" de la réparation, il est préconisé d'utiliser une pompe à vide lors de la cuisson ;
- Les entreprises de maintenance ont à leur disposition des kits de réparation sous forme de mallettes, comme celles proposées par GMI Aéro (Figure III.12), qui permettent de chauffer et de mettre sous vide les réparations pendant la réticulation des résines;

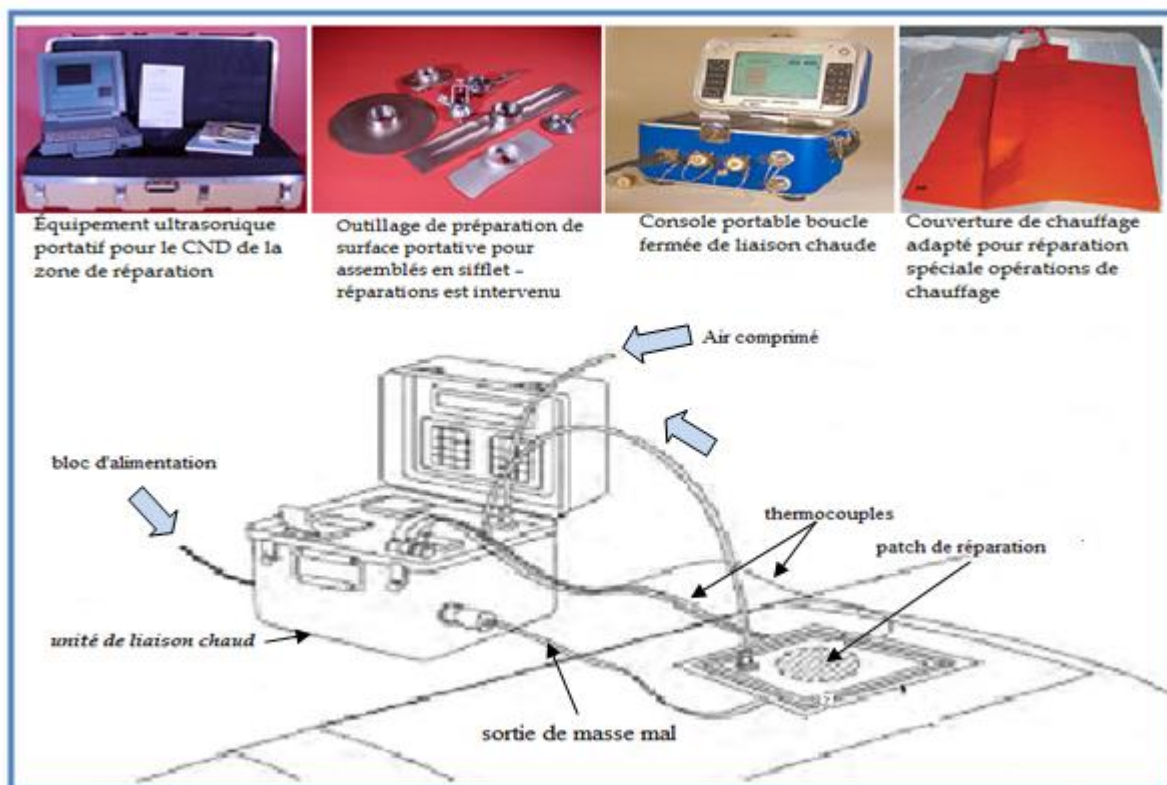


Figure III. 12:Équipement classique utilisé pour la réparation in situ, développé par GMC situ

### d. Difficultés rencontrées et voies d'améliorations du patch

La réparation par patch est un moyen "souple" pour réparer des endommagements multiples. Néanmoins, avec l'arrivée des matériaux composites dits de 3ème génération, les dommages courants (impacts faibles énergies) prennent des formes particulières. Ces matériaux ont une meilleure tolérance aux chocs et, si la matrice se dégrade, les fibres du matériau restent souvent intactes. Lors de la réparation par patch, la nécessité de retirer la zone endommagée, donc de couper des fibres, peut sembler disproportionnée lorsque le dommage n'est présent qu'au sein de la matrice. Ce retrait équivaut à endommager un peu plus le matériau pour pouvoir mieux le réparer.

De plus, l'opération qui consiste à enlever la zone endommagée est très délicate. Il est possible de laisser des défauts dans la structure (zone délaminée sous-évaluée) ou bien d'en générer de nouveaux par l'usinage. Figure. III.13 représente une coupe d'un défaut présent dans un stratifié de 5mm d'épaisseur avec le patch de réparation. Ce défaut de 15 mm de diamètre à une profondeur de 3,5 mm engendre une réparation d'au moins 140 mm de diamètre (en jaune).

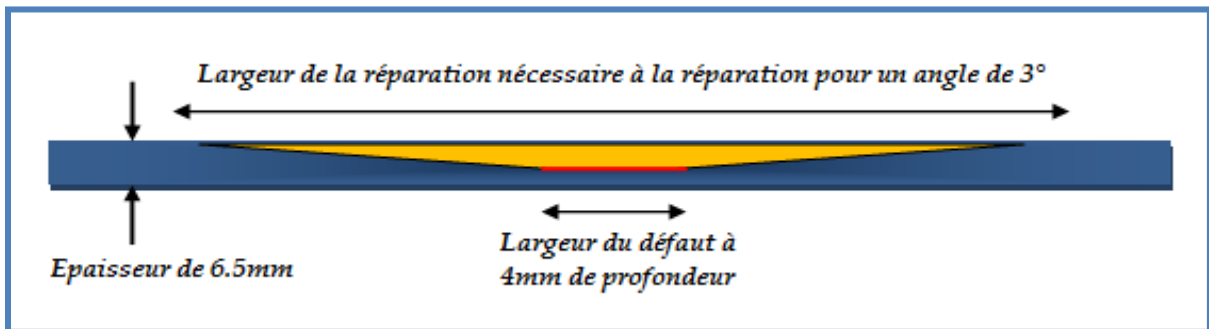


Figure III.13: Représentation de la réparation engendrée par un défaut de 2 cm à 4 mm de profondeur

On imagine aisément les problèmes de géométrie que peut induire une telle réparation sans prendre en compte l'aspect économique et temps d'immobilisation d'une telle opération. Ainsi, ces réparations se prêtent assez bien aux grandes surfaces planes, et peu aux autres structures plus complexes.

Un des obstacles à la certification des réparations par patch, est la difficulté de garantir la qualité du collage. La société Wiweb propose une solution originale pour s'affranchir d'une partie de cette incertitude liée à la présence de polluants sur les surfaces préparées pour le patch [54].

Cette "dépollution" est réalisée à l'aide d'ultrasons pendant la phase de collage. Si la pièce à réparer et le film d'adhésif sont excités par les ultrasons, les polluants éventuels vont se diluer et diffuser dans le film de colle et ainsi éviter la

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

concentration de polluants à l'interface substrat/adhésif. Ce procédé permet également une meilleure pénétration de l'adhésif dans les rugosités du substrat. Il est toutefois à préciser que dans cette étude, seuls 30 % des cas de rupture de patch sont liés à des problèmes d'adhésion.

Une autre problématique liée à l'utilisation de collage est la tenue au vieillissement. Elle est méconnue et les organismes de certification prévoient une future autorisation d'utilisation des solutions collées à la condition qu'un contrôle permanent soit effectué sur la qualité du collage [55]. Ces dernières années, un grand nombre d'études portant sur le contrôle santé intégré des réparations composites ont été développées et une conférence internationale Structural Health Monitoring (SHM) a été mise en place dès 1997. Martinez & al étudient par exemple la qualité de détection de fissures avec des techniques in situ sous chargement de fatigue [56]. Une coopération franco-israélienne a été initiée sur la détection de l'évolution de fissures sous patch grâce à deux techniques différentes de SHM, à l'aide de capteur piézo-électrique d'une part et de fibres à réseaux de Bragg d'autre part [57].

### III.6. Types de réparation

Les méthodes de réparation courantes n'étant pas entièrement satisfaisantes sur un certain nombre de points, des idées originales ont vu le jour dans les laboratoires et dans les entreprises de maintenance. La spécificité des matériaux composites et leurs faiblesses est le point de départ de ces études.

#### III.6.1. Réparation par rivetage/collage

Le délaminage était une des causes principales de la chute des propriétés mécaniques des matériaux composites et en particulier en compression. Li propose une méthode simple pour limiter la propagation de ces délaminages : riveter la zone mélaminée [58]. Grâce à cette technique simple, il montre que 93 % de la contrainte à la rupture en compression peut être restaurée sans faire intervenir de collage.

Afin de restituer complètement les propriétés mécaniques, une solution hybride au rivetage et au patch collé est proposée par Eurocopter pour des réparations in situ. Elle consiste à réaliser des feuilles de composite (réticulé), et à découper ces "feuilles" pour obtenir les plis du patch que l'on vient ensuite riveter avec un film de colle entre chacune d'elles (Figure III.14).



*Figure III.14: Solution hybride de patch riveté/collé d'Eurocopter [31]*

Cette solution est simple à mettre en œuvre et assez rapide, en revanche, elle représente un surpoids important et la géométrie des pièces est modifiée. De ce fait, elle est particulièrement adaptée aux applications hélicoptères, et moins aux avions où les propriétés aérodynamiques sont primordiales.

Cette réparation est finalement une évolution/combinaison des réparations existantes. Afin de proposer des réparations encore plus adaptées aux matériaux composites, des chercheurs se sont tournés vers la nature afin d'imaginer de nouvelles solutions. C'est finalement le vivant qui a inspiré des laboratoires pour proposer des réparations par "saignement".

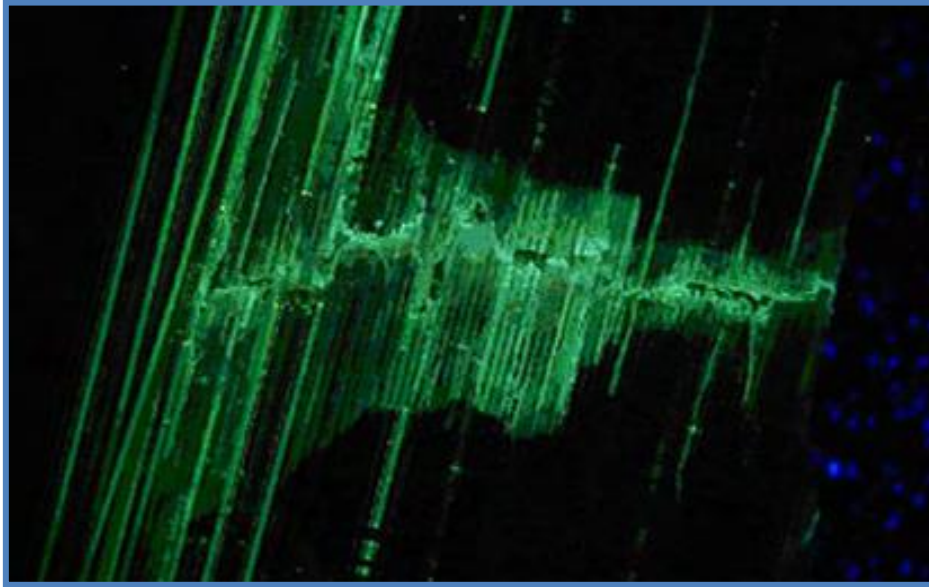
### III.6.2. Réparation par "saignement"

Au début des années 90, les avancées technologiques ont permis de mettre au point des fibres creuses qui vont permettre d'imiter la nature en termes de réparation. En effet, l'idée de cicatrisation du vivant semble être transposable aux matériaux composites, puisque ces matériaux sont généralement constitués de fibres, comme les végétaux. D'un point de vue technologique, le défi se trouve être le remplissage des fibres creuses par une résine de réparation. Une fois la technologie mise au point, le principe de cette réparation est simple : le matériau étant endommagé (fibres creuses rompues), la résine se répand dans la zone altérée et "recolle" l'ensemble des fissures (Figure. III.15). C'est de l'auto-cicatrisation ou self-healing. Dry parvient très tôt, à restituer une partie des propriétés mécaniques en flexion [60]. [Depuis, Pang et Williams ont poursuivi ces études sur l'auto réparation et obtiennent de très bons résultats en termes de propagation de la résine de réparation dans les fissures et de restitution des propriétés mécaniques [29], [30]. White propose une solution légèrement différente avec l'utilisation de sphères creuses pour contenir la résine de réparation. Celles-ci sont dispersées dans la résine de réparation et se rompent lors de la fissuration matricielle [61].



## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

Il est néanmoins à noter que ce type de réparation n'est pas optimal. En effet, le surpoids et la baisse des qualités mécaniques du matériau d'origine, sont des freins à leur utilisation. De plus, cette réparation étant automatique, elle n'est pas détectable et surtout elle ne peut se faire qu'une fois. Si un dommage apparaît sur une zone déjà réparée, une réparation classique devra être envisagée.



*Figure III.15: Rupture d'un composite hybride à fibres pleine/creuse avec un marqueur UV pour observer le saignement [29]*

Le principal intérêt de cette réparation est basé sur l'idée de réparer uniquement la zone endommagée. D'autres travaux vont dans ce sens en proposant d'injecter de la résine dans les fissures matricielles [66].

### III.6.3. Réparation par injection

Toujours au début des années 90, des études ont été menées sur l'injection de résine [62]. S'intéresse à la réparation de composites à fibres courtes. Ces composites sont très sensibles à l'impact et les dommages induits dans la matrice de ces matériaux sont très importants. Il propose d'injecter de la résine dans les fissures afin de restituer la tenue mécanique. Dans ces travaux, l'injection de résine n'améliore que très sensiblement la tenue mécanique. En revanche cette technique adjointe à deux plis de surface permet de restituer au matériau ses propriétés d'origine. Wu présente une étude sur la réparation par injection sur composite à fibres longues [63]. Il s'intéresse aux propriétés de compression d'éprouvettes délamainées. Dans cette étude, le délaminage est artificiel et débouchant, et la réparation est facilitée avec un accès par le chant de ces éprouvettes.

### Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

Dans ces conditions particulières, l'injection de résine permet de restituer 98 % des propriétés en compression si le collage est "bien" fait.

En ce qui concerne plus précisément les solutions par infiltration, les propositions de réparations industrielles ne concernent pas les pièces de structure. Seuls les délaminages mineurs, en bords de plaque ou en bords de trou, sont considérés pour ce type de réparation. Cependant, une des solutions de réparation par injection les plus prometteuses est celle proposée par Russell [28], [64].

La résine dite "DREp" (Delamination Repair Epoxy) a été mise au point afin de limiter les problèmes de viscosité, de tenue à l'humidité, de tenue à la température et de qualité de collage. Sous une sollicitation en cisaillement, des éprouvettes fissurées/réparées ont montrées une bonne restitution des propriétés, 95 % de force à rupture et un GIICde 40 à 50 % meilleur que les éprouvettes d'origines. Ces qualités peuvent s'expliquer par la ténacité de la résine de réparation meilleure que la résine d'origine, c'est-à-dire du composite, ainsi que par l'augmentation de l'épaisseur globale de l'éprouvette.

L'objectif étant de faire une réparation in situ des dommages rencontrés par les avions de combat, notamment l'impact, dans les travaux de Russell, un montage a spécialement été conçu pour cette étude. Le schéma de principe est illustré ci-dessous (Figure III.16).

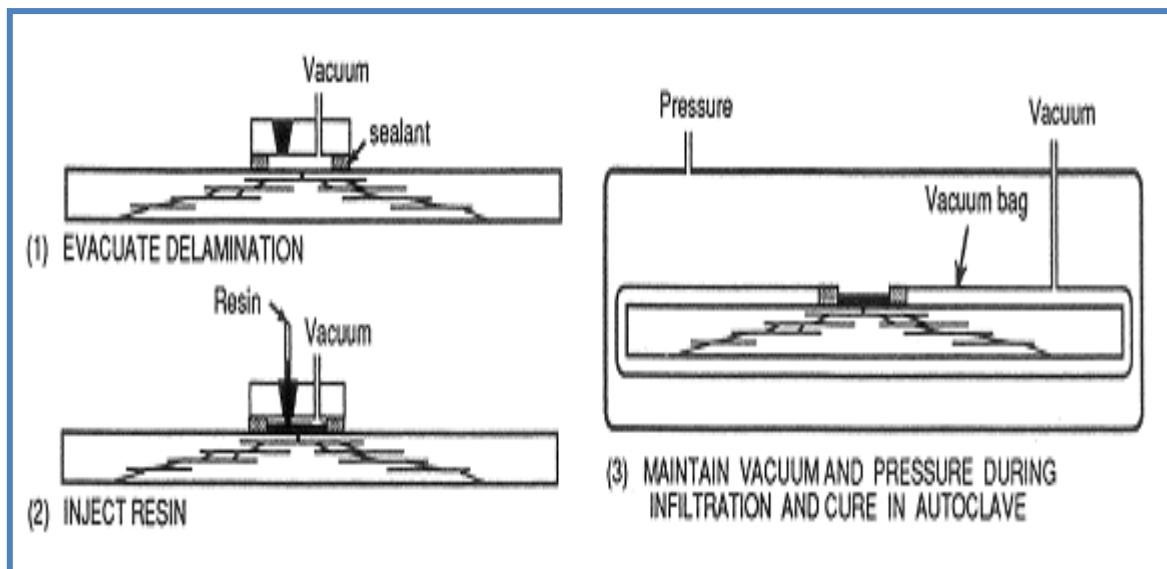


Figure III. 16: Schéma du montage proposé par Russell [28]

Comme on peut le voir sur le schéma précédent, des trous ont été pratiqués dans la plaque préalablement impactée afin d'accéder aux délaminages pour la réparation. Les meilleurs résultats ont été obtenus avec 6 à 8 trous d'injection de 1mm de diamètre et 4 trous de sortie de 1mm de diamètre également. De plus, pour

## Chapitre III : Réparation des structures aéronautiques

favoriser le flux de résine dans le réseau de fissures, une pression de 7 bars a été appliquée à la résine en plus du vide présent autour de l'éprouvette. Aucune étude sur l'influence de ces trous dans la tenue mécanique de l'éprouvette n'a été faite.

Les résultats obtenus par cette technique montrent qu'il est possible de restituer 80 à 90 % de la résistance en compression après impact avec ce type de réparation sur ce type de dommage. L'étude de la présence de polluants comme de l'eau salée, fluide hydraulique ou bien de kérosène dans les fissures a montré qu'avec un nettoyage approprié, il était possible de retrouver une qualité de réparation satisfaisante (80 % minimum) [66].

### III.6.4. Réparations cosmétiques

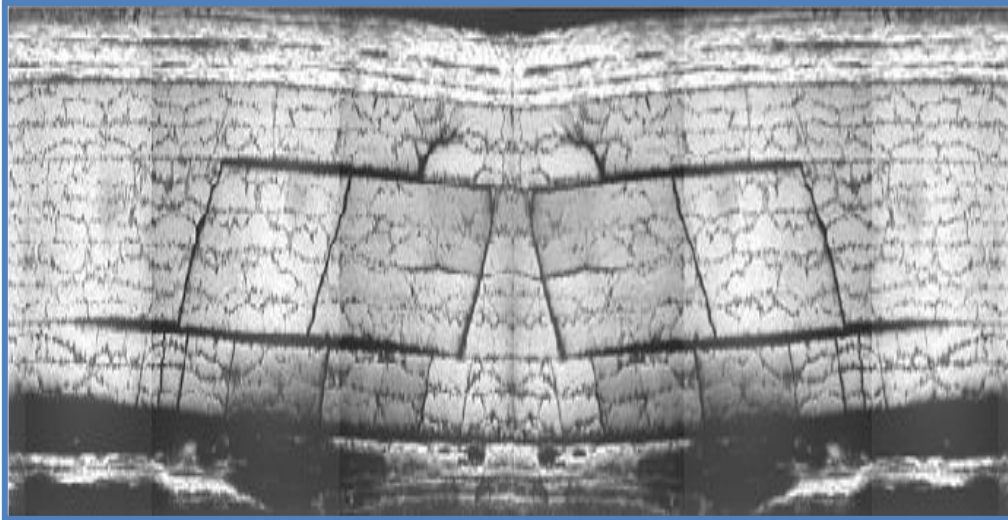
Ces réparations interviennent lorsque l'endommagement est mineur. Elles permettent de rétablir l'aérodynamique et la cosmétique des pièces. Elles ne contribuent en aucun cas à réhabiliter une pièce mécaniquement. Aucune valeur ou calcul de mécanique ne sont considérés pour ce genre d'intervention. Les différents "endommagements" et réparations cosmétiques associées sont :

- Les porosités surfaciques ou rayures : La réparation se fait par ponçage, application de résine dans les porosités et l'application d'une nouvelle couche de peinture de protection.
- Indentations légères : Cet endommagement intervient suite à un impact sur une structure sandwich
- Délaminages en bord de stratifié : Lorsque le phénomène est limité, la zone endommagée est enlevée et de la résine est utilisée pour restituer la géométrie de la pièce. Si cela est possible, la résine est injectée sans couper le matériau.

Délaminages en bord de trous : L'opération de perçage est une phase critique comme tout usinage de composite [65] mais ces endommagements peuvent aussi apparaître suite à des sollicitations diverses (cycliques ou non), ou bien consécutivement à un impact de foudre [26].

### III.6.5. Réparation par infiltration

Le principe de la méthode de réparation est assez simple et repose sur l'idée de réparer uniquement ce qui est endommagé, contrairement à la plupart des méthodes employées aujourd'hui comme nous l'avons vu précédemment. Les impacts faibles énergie, dont le dommage est jugé critique aujourd'hui, génèrent essentiellement des délaminages et des fissures transverses, donc un mode d'endommagement matriciel (Figure III.17).



*Figure III.17: Coupe micrographique d'un stratifié carbone/époxy endommagé par poinçonnement quasi-statique (empilement  $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ )*

La réparation proposée consiste à faire pénétrer une résine de réparation dans un réseau de fissures. Afin de faciliter l'accès de la résine à ces fissures des trous. Un certain nombre d'hypothèses simplificatrices, énoncées ci-dessous, ont été faites afin d'avoir une bonne estimation de la capacité des résines à combler un réseau étroit de fissures :

- Dimensions du problème faibles (de l'ordre de quelques millimètres) et gravité terrestre négligeable devant les effets capillaires
- Présence de vide relatif dans l'ensemble des délaminages en début d'infiltration
- Axi-symétrie du problème par rapport à chacun des points d'infiltration
- Perméabilité équivalente à la perméabilité de deux plans infinis (avec une hauteur variable)
- Pression d'injection constante
- Géométrie du délaminage simplifiée : section triangulaire et axisymétrique

## *Chapitre IV :*



Analyse par la méthode  
des éléments finis  
des fissures émanant d'entaille et réparé  
par patch en composite



## **IV. 1. Introduction**

Depuis quelques années, l'utilisation des logiciels de calcul par éléments finis s'est démocratisée dans la majorité des disciplines scientifiques.

L'accroissement permanent des moyens informatiques est à l'origine de cet essor. En sciences des matériaux, la simulation numérique s'est implantée dans de nombreux domaines comme celui des matériaux composites étudiés ici. Elle a le gros avantage d'être un outil de prédiction rapide, accessible et qui permet de limiter les risques industriels. La simulation numérique peut notamment contribuer à aiguiller les démarches empiriques habituellement effectuées pour mettre au point un matériau nouveau ou améliorer ses performances. Son avantage est d'apporter des éléments de compréhension relatifs au comportement mécanique et thermique de pièces dans leurs conditions de service, souvent extrêmes.

Ce chapitre sera consacré à la simulation numérique du comportement d'une plaque en aluminium muni d'une fissure émanant d'entaille de forme différent réparée par un patch en matériaux composites. L'objectif est de déterminer le facteur d'intensité de contrainte pour différentes configurations de réparation.

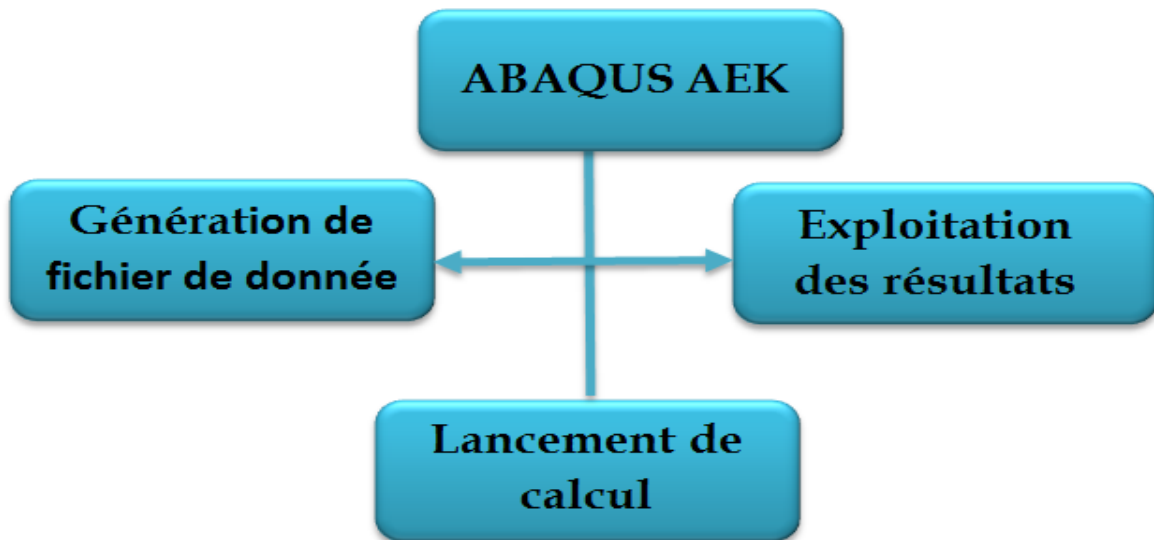
La modélisation d'architectures en trois dimensions a été privilégiée.

## **IV. 2. Méthode des éléments finis:**

La méthode des éléments finis a été utilisée sous de nombreuses formes en mécanique de la rupture. Un des problèmes dans la modélisation des structures fissurées est la description géométrique de la fissure. Dans le cadre de la méthode des éléments finie, elle est décrite explicitement et fait partie intégrante des frontières du maillage.

Dans le cadre de cette étude, le logiciel utilisé est le code de calcul aux éléments finis ABAQUS version 6.13. A partir d'un fichier de données, désigné par le suffixe (.inp), le logiciel analyse les données, effectue les simulations demandées et fournit les résultats dans un fichier désigné par le suffixe (ODB). Il ne restera plus qu'à exploiter les résultats contenus dans le fichier (ODB). Ce fichier de données stocke toutes les définitions géométriques, les descriptions des maillages, les propriétés des matériaux, le type de chargement.

Suivant une syntaxe précise, ABAQUS propose le module ABAQUS.CAE, permettant de générer l'ensemble des opérations liées à la modélisation, selon l'organigramme suivant:



FigureIV.1 Organigramme de simulation

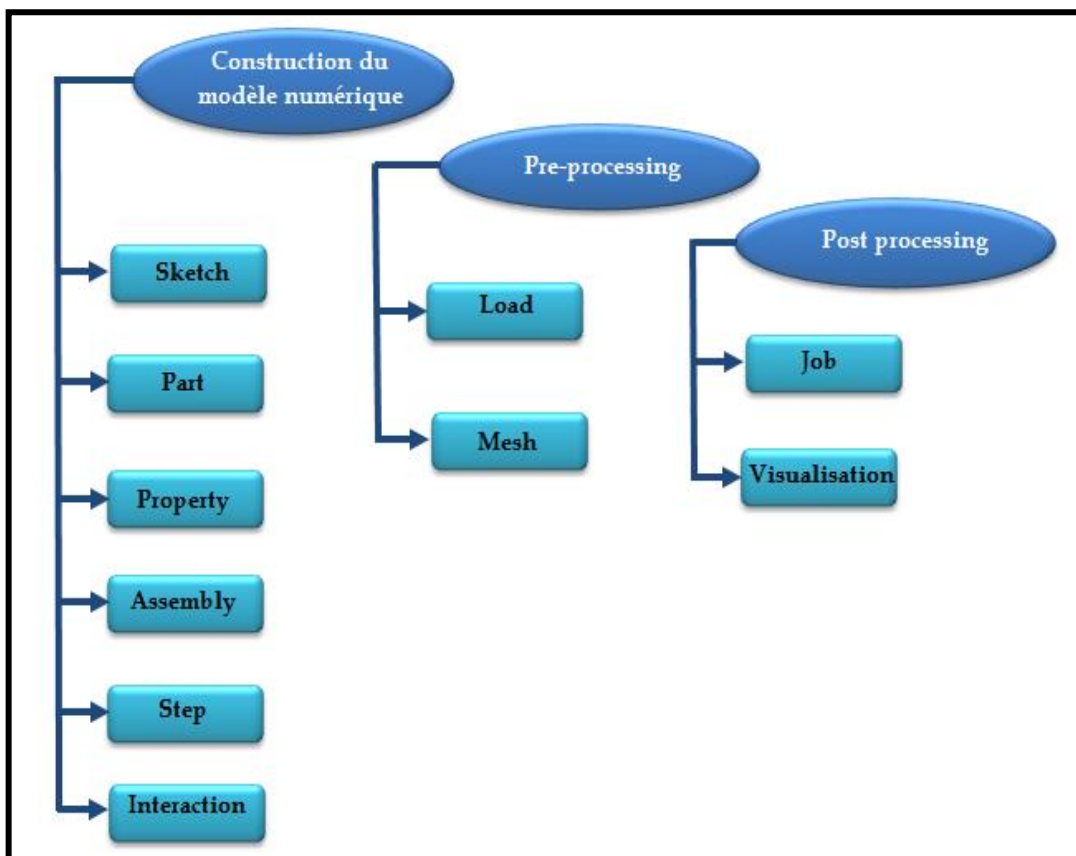


Fig. IV.2 Organigramme : ABAQUS CAE

- Les huit premiers sous modules servent à définir le problème mécanique à simuler.

- Le module job est celui qui gère le passage du calcul de simulation. Enfin le dernier module regroupe tout ce qui concerne l'exploitation des résultats sous forme de diverses visualisations.

### IV. 3. Modèle géométrique

Les différents modèles géométriques traités dans ce chapitre seront étudiés en quatre parties différentes qui sont :

- Plaque non réparé
- Plaque réparation par simple patch de forme rectangulaire
- Plaque réparation par double patch de forme rectangulaire
- Plaque réparation par simple patch qui va prendre la forme de l'entaille

Concédons des plaques rectangulaires en aluminium de dimensions : hauteur  $H_p=240\text{mm}$ , largeur  $w_p=200\text{ mm}$ , épaisseur  $e_p=4\text{mm}$  et dont les propriétés mécaniques sont les suivantes : module de Young  $E_p=72\text{Gpa}$  et coefficient de Poisson  $\nu_p=0.33$ .

Les plaques sont soumises à un chargement de traction uni-axiale dans la direction verticale "y" avec une contrainte uniformément répartie d'amplitude  $\sigma=80\text{MPa}$ .

Les plaques comportent différentes formes d'entailles (cercle, demi-cercle, en V, elliptique). On suppose que l'initiation des fissures de longueur à partir des fonds d'entailles (Figure.IV.3).

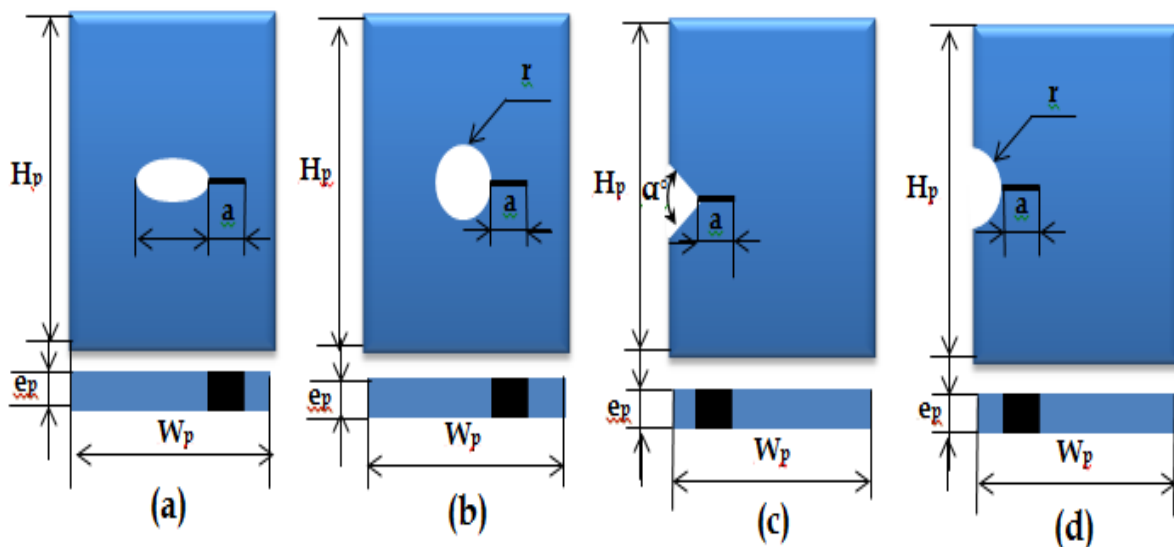


Figure IV. 3 : schéma de différentes fissures émanant d'entailles  
a) elliptique centré ; b) circulaire centré ; c) en V latérale ; d) semi-circulaire latérale



## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

La fissure est réparée par un patch en bore/époxy qui est considéré comme matériau orthotrope aux propriétés mécaniques qui sont données dans le tableau.IV.1.

	Module d'Young (Gpa)	Module de cisaillement (Gpa)	Coefficient de poisson
<b>Caractéristique mécanique de la bore/époxy</b>	$E_1= 28$ $E_2=E_3= 25.4$	$G_{12}=G_{13}= 7.2$ $G_{23}= 4.9$	$\nu_{12}= \nu_{13}= 0.1677$ $\nu_{23}= 0.36$

*Tableau IV.1 : propriétés mécaniques du bore/époxy*

L'assemblage se fait par le FM73 qui est un adhésif époxyde structurel utilisé en aéronautiques. Les propriétés mécaniques et géométriques du FM73 sont données dans le tableau.IV.2.

	Module d'Young (Gpa)	Coefficient de poisson	Epaisseur de l'adhésif
<b>Caractéristique mécanique de la bore/époxy</b>	$E_c=1.89$	$\nu_c=0.35$	$e_c= 0.4\text{mm}$

*Tableau IV.2 : propriétés mécaniques de l'adhésif*

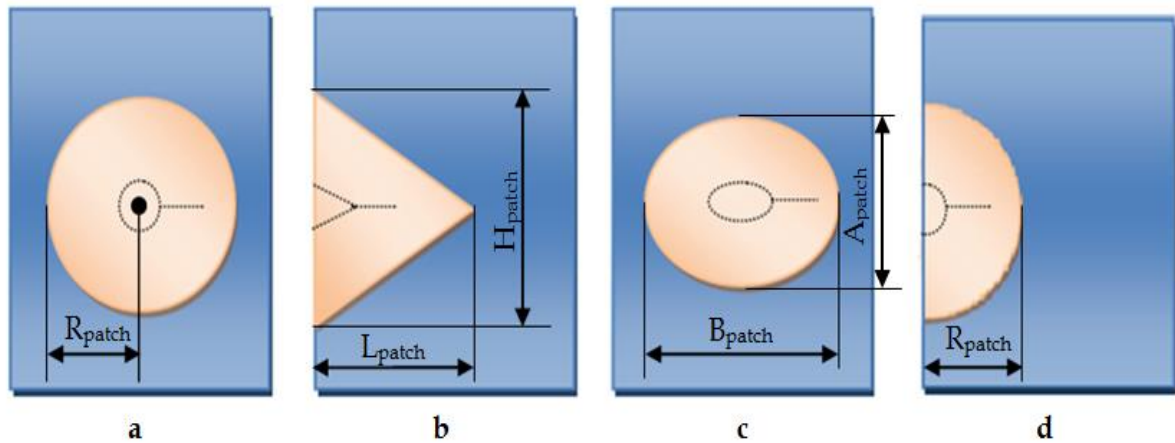
La réparation de la plaque se fera par un patch en bore/époxy de forme :

- Rectangulaire pour le cas de la réparation par simple patch et double patch et qui ne couvre pas toute la largeur de la plaque. Le patch est de dimensions : hauteur  $H_p=120\text{mm}$ , largeur  $w_p =100\text{mm}$  et une épaisseur  $e_p=2\text{mm}$ .
- Forme de patch qui va prendre la forme de l'entaille pour le cas d'une réparation par simple patch qui est étudié dans le dernier cas. Les dimensions du patch sont données dans le tableau suivant :

Forme de patch	Circulaire	Semi-circulaire	Elliptique	En V
Dimension	$R_{\text{patch}}=60\text{ mm}$ et $e_{\text{patch}}=2\text{mm}$ .	$R_{\text{patch}}=60\text{ mm}$ et $e_{\text{patch}}=2\text{mm}$ .	$A_{\text{patch}}=80\text{ mm}$ $B_{\text{patch}}=120\text{mm}$ $e_{\text{patch}}=2\text{mm}$ .	$H_{\text{patch}}=120\text{mm}$ $L_{\text{patch}}=80\text{ mm}$ $e_{\text{patch}}=2\text{mm}$ .

*Tableau IV.3 : Dimension de différente forme de patch*

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite



*Figure IV. 4: schéma de différentes formes de patch de réparation de la plaque*

Les dimensions de l'entaille pour différent forme sont présentées dans le tableau suivant:

Forme de patch	Circulaire	Semi-circulaire	Elliptique	En V
Dimension	$r=60$ mm	$r=60$ mm	$A=3$ mm $B=10$ mm	$\alpha=30^\circ$ $L=10$ mm

*Tableau IV.4 : Dimension de différente forme d'entaille*

Les différents modèles géométriques réparés sont représentés dans la Figure.IV.5.

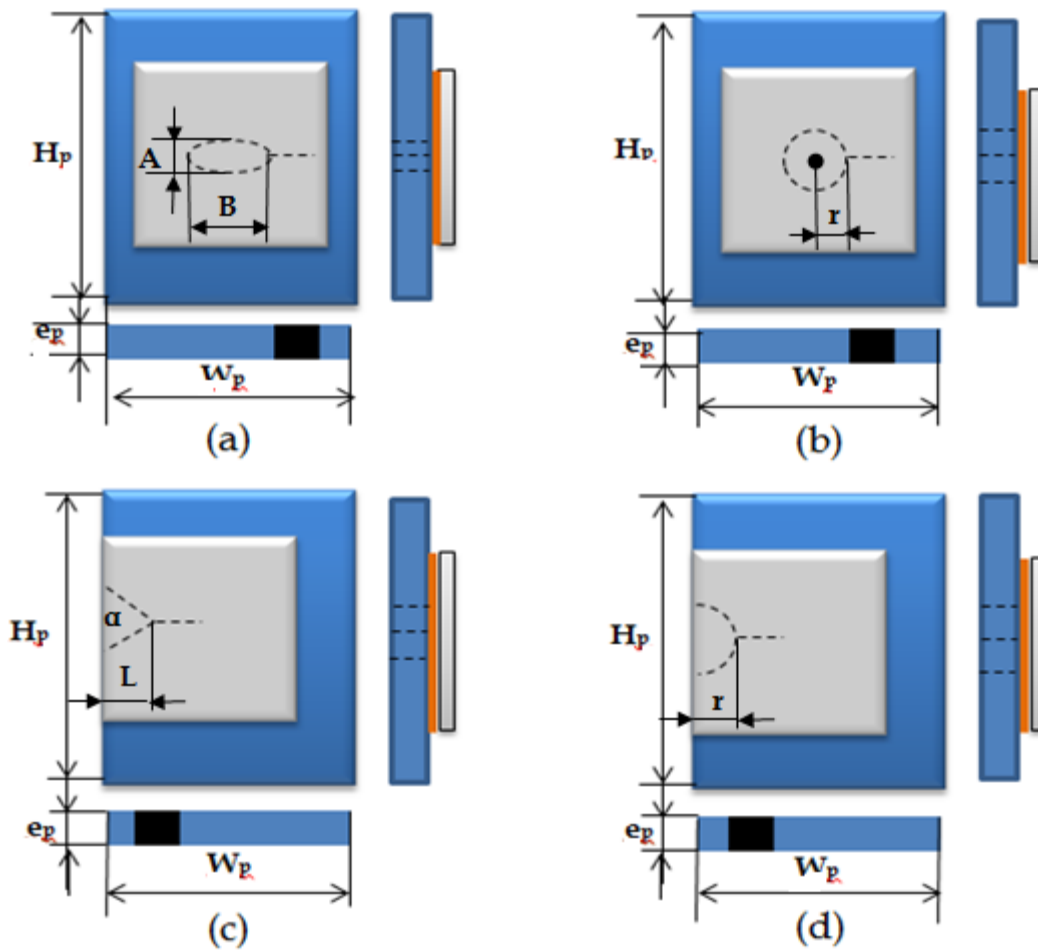


Figure IV. 5: schéma des plaques réparées par patch en composite

- a) Fissure émanant d'entaille elliptique centré ; b) fissure émanant d'entaille circulaire centré ; c) fissure émanant d'entaille en V latérale ; d) fissure émanant d'entaille demi-cercle latérale.

### IV.3 Maillage de la plaque :

Plusieurs types de maillage ont été utilisés. L'analyse comparative des résultats ainsi obtenus, nous a conduits à choisir le nombre d'éléments constituant un maillage optimum ; celui pouvant conduire à des résultats fiables avec un temps de résolution raisonnable. Quand la taille du maillage tend vers zéro on tend vers une solution exacte ; autrement dit, plus le maillage est fin, plus la solution est fiable, cependant le temps de calcul doit être raisonnable. La nature du maillage dépend de la configuration géométrique de la structure utilisée.

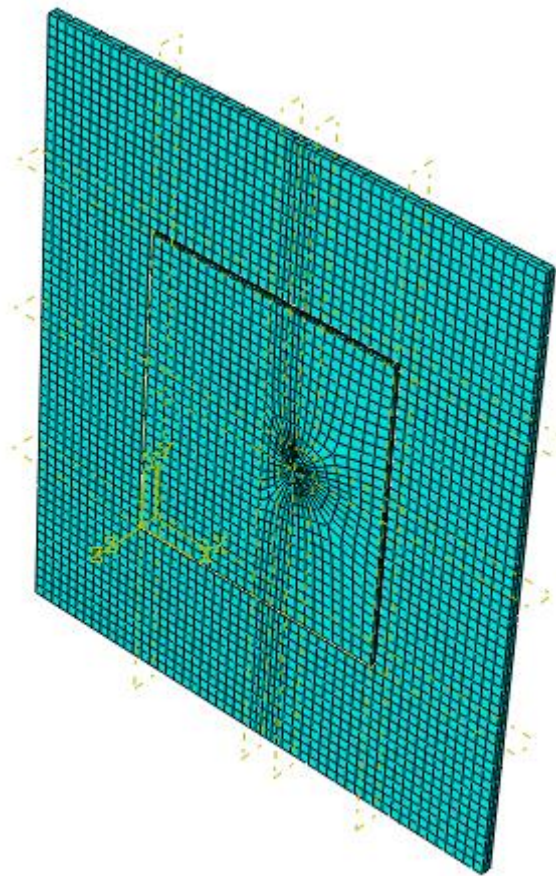
La démarche adoptée était d'utiliser dans une première analyse un maillage «raisonnable» tout en raffinant les régions jugées critiques (l'interface). Ensuite, une seconde analyse avec deux fois plus d'éléments a été faite. En fin les deux solutions ont été

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

comparées: Si les deux maillages donnent des résultats semblables, alors le maillage peut être considéré adéquat. Si les deux maillages produisent substantiellement des valeurs différentes, alors un maillage plus fin doit être envisagé. Par la suite le maillage doit être raffiné jusqu'à l'obtention de résultats voisins. Le nombre total des éléments utilisés par exemple pour une plaque muni d'une entaille circulaire réparé par un patch rectangulaire par exemple :

- Le nombre d'élément total pour le plaque est de 7236
- Le nombre d'élément total pour le patch est de 2400

La figure suivante montre le maillage final retenu.



*FigureIV.6: schéma du maillage de la cellule élémentaire de la plaque réparée*

## IV.4 Analyses et résultats :

### IV.4.1. Variation du FIC en fonction de la longueur de la fissure pour une plaque non réparé :

Nous avons déterminé dans cette partie, la variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur de la fissure pour différentes formes de l'entaille :

La Figure IV.7 présente la variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur de la fissure pour les différents modèles géométriques.

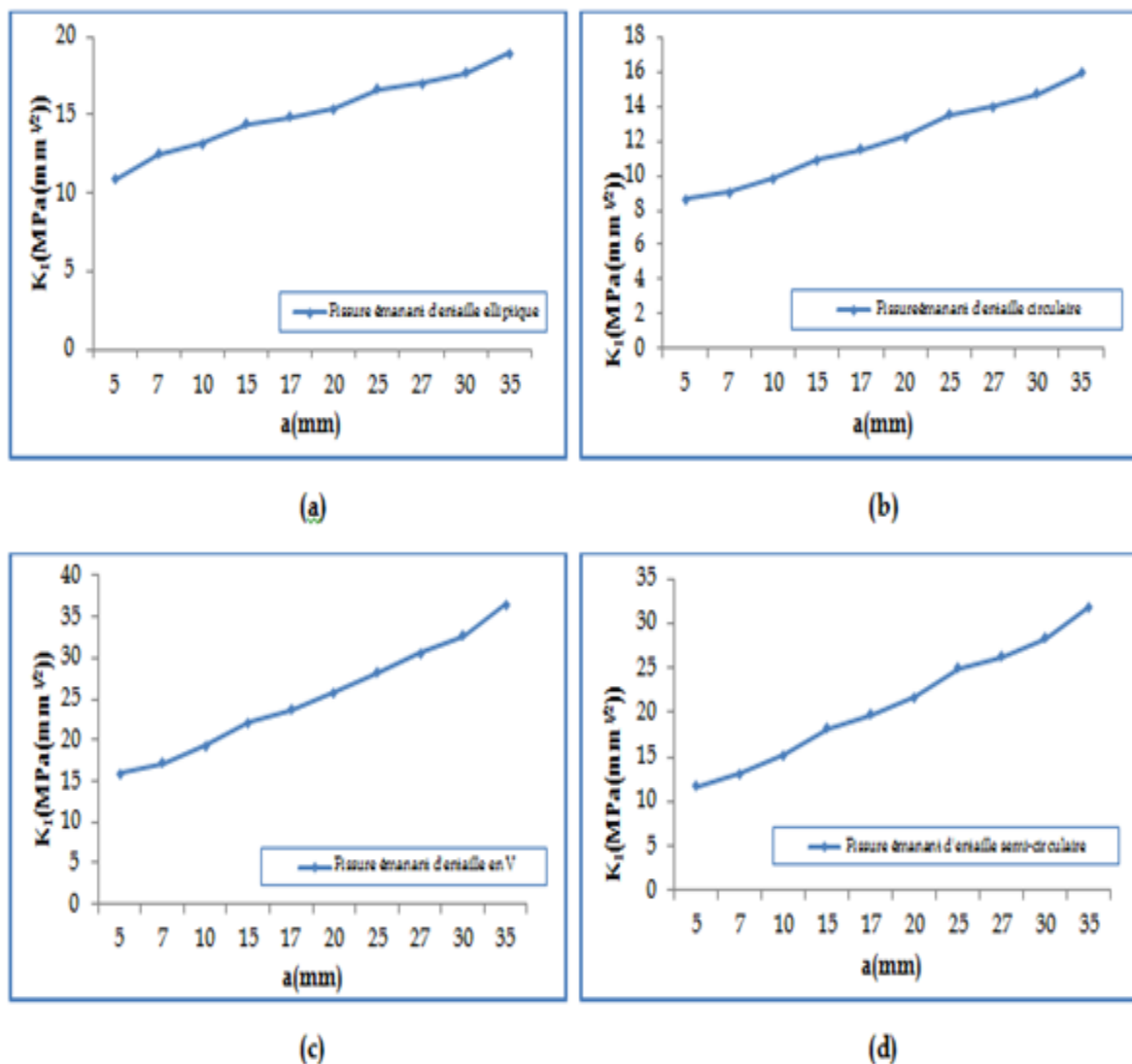


Figure IV. 7: l'effet de la variation de la longueur de fissure sur le facteur d'intensité de contrainte.

On remarque que la variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur de la fissure est identique pour les différents modèles géométriques

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

quel que soit la taille et la forme géométrique de l'entaille. On remarque que les valeurs hisées du facteur d'intensité de contrainte sont enregistrées pour les plaques avec fissure émanant d'entaille en V. Le facteur d'intensité de contraintes augmente avec la longueur de la fissure quel que soit la géométrie de l'entaille. Ce facteur tend vers sa valeur critique lorsque la longueur de la fissure dépasse 35 mm

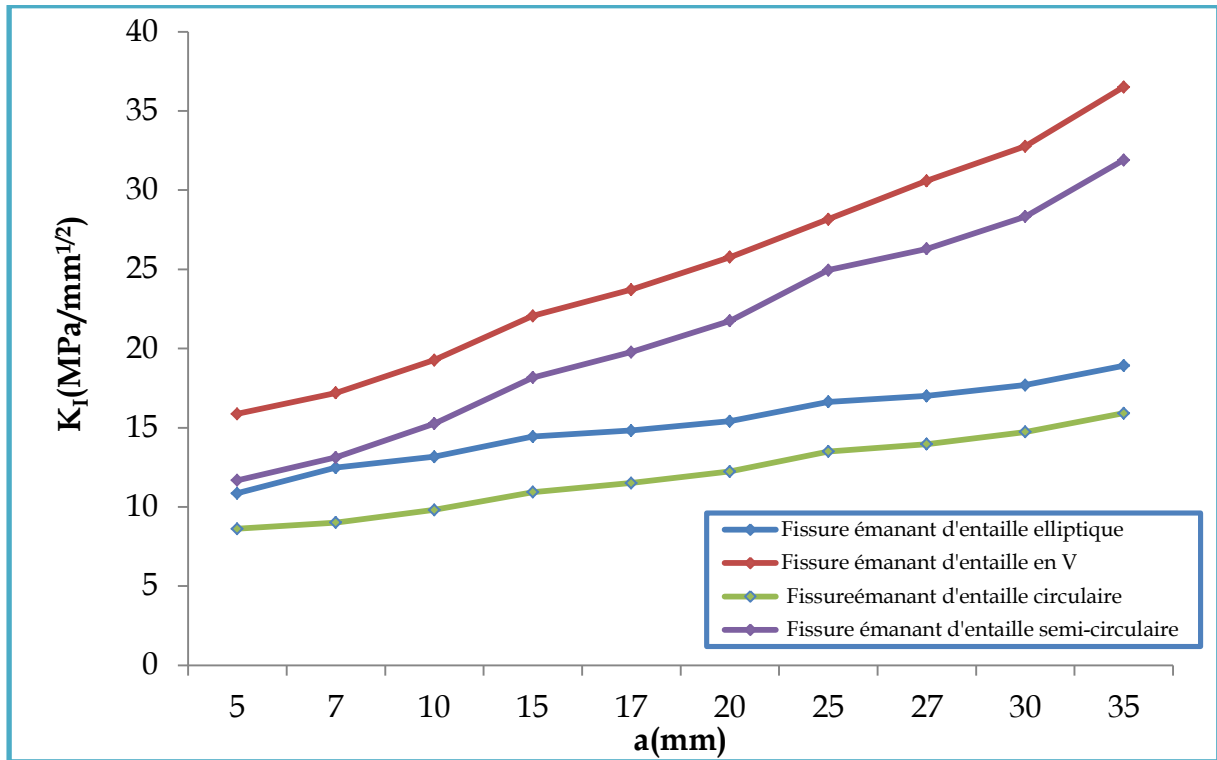


Figure IV. 8: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure pour les différentes modèles géométriques.

La figure IV.8 présente une comparaison des facteurs d'intensité de contraintes pour une fissure émanant de différentes entailles. On remarque clairement que l'entaille aiguë (en V) et la plus dangereuse du fait qu'elle présente les valeurs des FIC les plus élevées. L'entaille semi circulaire latérale est classée en deuxième lieu, en troisième position l'entaille elliptique central et enfin l'entaille circulaire.

En comparant les valeurs du FIC pour a=35mm, la différence relative entre les entailles en V et une entaille circulaire est de l'ordre de 100% de la plaque.

Les histogrammes ci-dessus montrent la variation du facteur d'intensité de contrainte pour deux valeurs de longueur de fissure a=5mm et a=35mm Figure IV.9 pour les différents modèles géométriques.

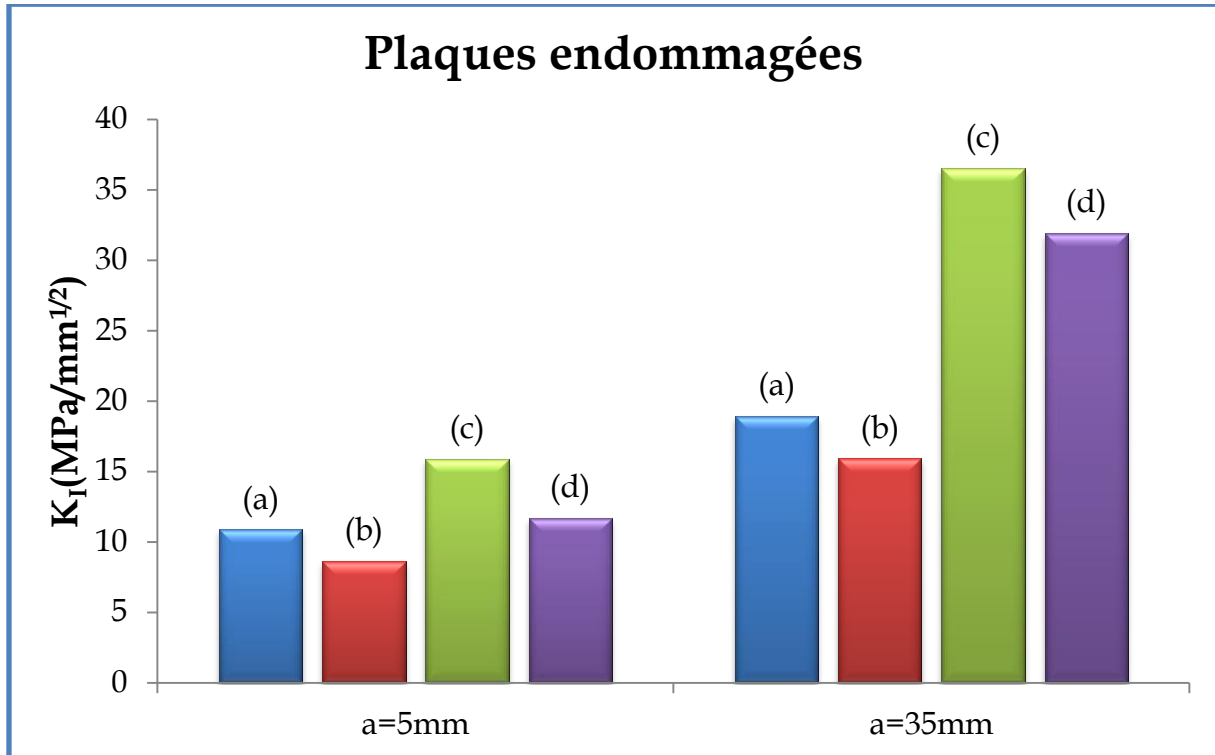


Figure IV. 9: influence de la position de la fissure sur le facteur d'intensité de contrainte pour les différentes plaques endommagées pour deux longueurs de fissure  $a=5\text{mm}$  et  $a=35\text{mm}$ .

On remarque que pour une longueur de fissure  $a=5\text{mm}$ , qui n'est pas assez importante vu la largeur de la plaque, les plus grandes valeurs du facteur d'intensité de contrainte sont pour les modèles géométriques (c et d) (fissure émanant d'entaille en V latérale et fissure émanant d'entaille en **semi-circulaire** latérale). La plus faible valeur est enregistrée pour les modèles (b) (fissure émanant d'une entaille circulaire centrale). Pour une longueur de fissure  $a=5\text{mm}$ , le facteur d'intensité de contraintes pour le modèle (c) (fissure émanant d'entaille en V) est presque le double de celui calculé pour les géométries a et b (fissure émanant d'entaille elliptique centrale et fissure émanant d'entaille circulaire centrale).

#### IV.4.2. Plaque avec entaille elliptique réparée par patch rectangulaire en composite:

La figure IV.10 présente la variation du facteur de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille elliptique centrale pour les cas suivants : structure non réparée, structure réparée par simple patch et structure réparée par double patch symétrique.

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

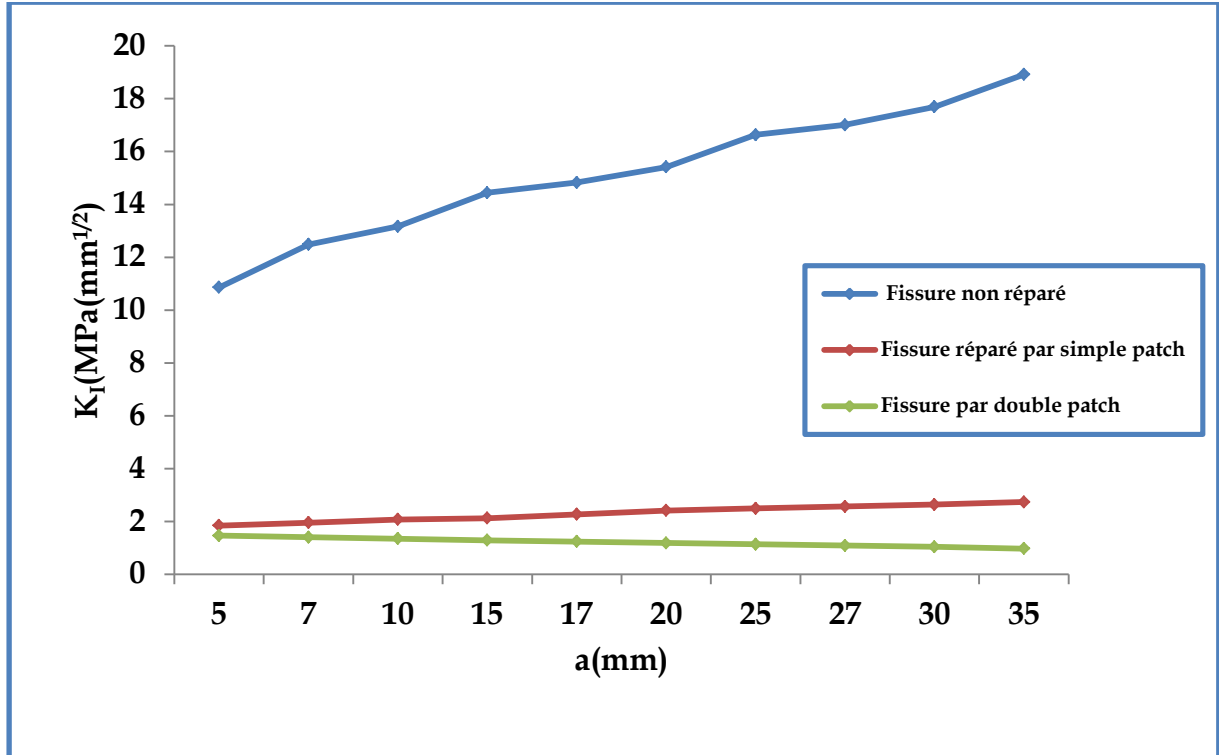


Figure IV. 10: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille elliptique central ( $A=4\text{mm}$ )

Le petit demi axe est pris égal à  $A=4\text{mm}$ . On peut remarquer que la réduction du FIC par le patch de réparation est très importante cette réduction est de l'ordre de 80% pour le simple patch et de 90% pour le double patch. Le transfert des contraintes vers le patch à travers la couche adhésive peut augmenter d'une manière significative la durée de vie de la structure réparée. Cette augmentation peut aller jusqu'à cent fois la durée de vie de la structure non réparée d'après la littérature. On remarque aussi que pour des fissures courtes, le double et le simple patch donnent les mêmes valeurs du FIC. Les avantages du double patch sont donc très peu sensibles. Pour des faibles longueurs de fissures. Ceci est dû au fait que lorsque la taille de la fissure n'est pas assez grande, les contraintes au fond de sa tête ne sont pas aussi très importantes, ce qui réduit le taux des contraintes transférées de la plaque fissurée vers le patch en composite à travers la couche adhésive. D'autre part, D'après la figure IV.10, la variation du FIC en fonction de la longueur de la fissure est descendante pour le double patch. Ce comportement peut s'expliquer par la présence de l'entaille. En effet, vu que l'intensité des contraintes est assez élevée pour des fissures émanant d'entaille l'absorption de contraintes pour des faibles longueurs de la fissure est assez significative dans le cas d'un double patch symétrique.



## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

La **figure IV.11** présente la variation du facteur d'intensité de contraintes pour une fissure émanant d'une entaille elliptique et réparée par un patch composite en fonction du 1/2 petit axe de l'ellipse pour différentes longueurs de la fissure.

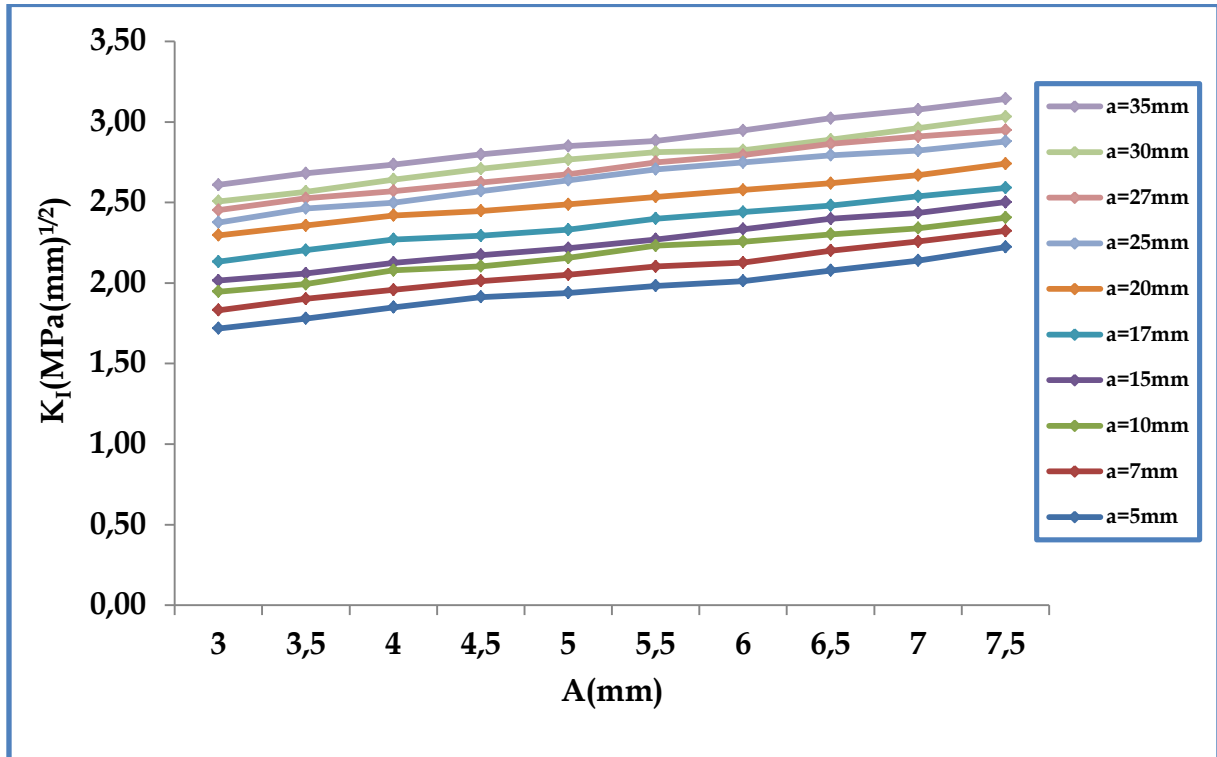


Figure IV. 11: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille Elliptique (simple patch).

On remarque que lorsque la longueur de la fissure augmente le facteur d'intensité de contraintes augmente aussi pour tendre à se stabiliser vers une valeur presque constante. C'est la valeur asymptotique du facteur d'intensité de contraintes pour des fissures réparées. Cette tendance asymptotique du FIC a été relevée par plusieurs auteurs notamment ceux de notre laboratoire [67; 68; 69; 70; 71; 72; 73; 74; 75; 76]. Ce comportement asymptotique est dû principalement à la saturation du transfert des contraintes entre la plaque réparée et le patch en composite à travers la couche la couche adhésive. On remarque aussi d'après la **figure IV.11** que le FIC en tête de fissure réparée varie linéairement en fonction du  $\frac{1}{2}$  petit axe de l'entaille. Lorsque cette dernière augmente, le FIC en tête de fissure augmente quel que soit la valeur de la longueur de la fissure. On peut dire que les performances de la réparation sont atténuées par l'augmentation de la taille de l'entaille. La durée de vie en fatigue est donc négativement affectée par l'augmentation des dimensions du défaut géométrique.

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

Pour confirmer les résultats de la figure précédente, nous avons calculé le FIC pour une fissure émanant d'une entaille elliptique et réparé par un double patch symétrique.

Les résultats présentant la variation du FIC en fonction du  $\frac{1}{2}$  grand axe de l'ellipse ont été présentés sur la **figure IV.12** pour différents longueurs de la fissure.

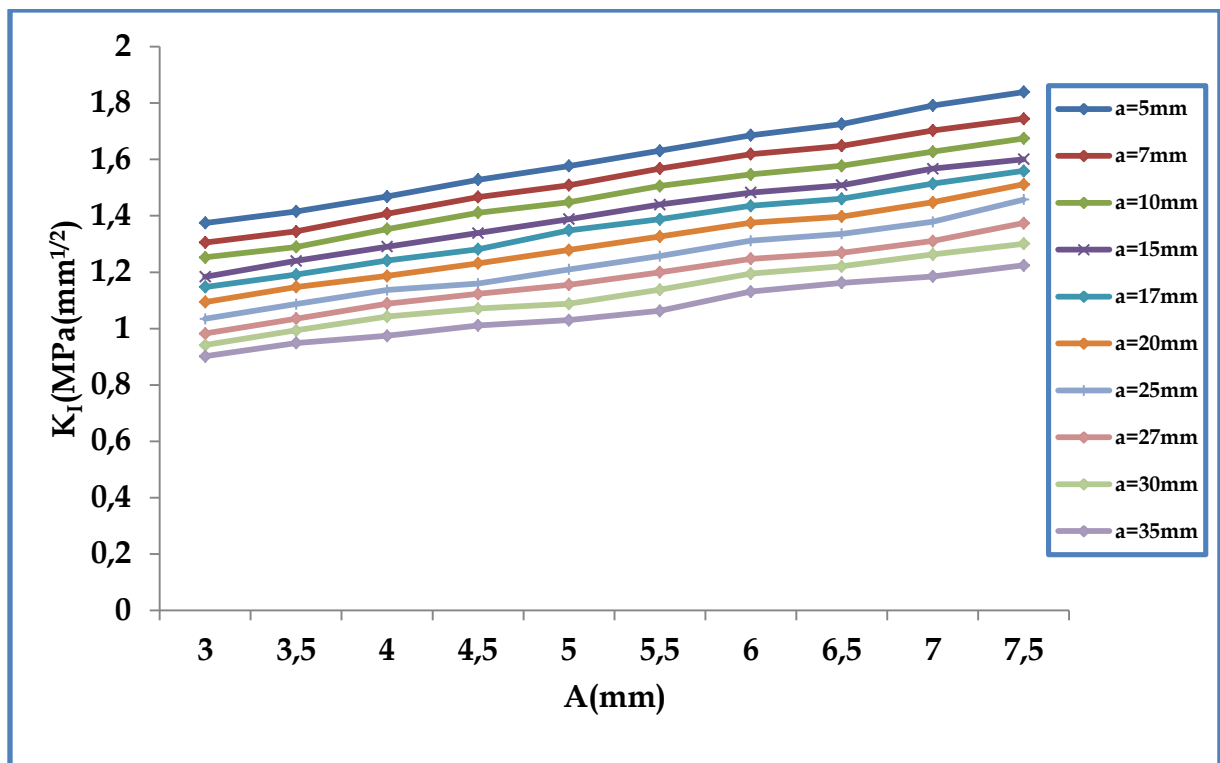


Figure IV. 12: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille Elliptique (double patch).

On remarque une tendance similaire au cas du simple patch, mais les valeurs du FIC enregistrés pour double patch sont relativement inférieures à celle du simple patch.

A titre d'exemple, le FIC pour une fissure de largeur 35 mm et  $A= 7.5\text{mm}$  réparée par double patch et de l'ordre  $1.5\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$  alors que pour le simple patch la valeur du FIC et de  $3.2\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$  la réduction du FIC par l'application d'un double patch est de l'ordre de 44% comparé au simple patch. On peut donc affirmer que l'application du double patch peut doubler la durée de vie de la structure réparée par rapport au cas du simple patch. Ce comportement est dû à la double absorption des contraintes par le double patch. Cependant, l'inconvénient majeur de l'utilisation du double patch est l'impossibilité d'inspecter visuellement les propagations des fissures. Ce si oblige les professionnels du domaine à utiliser des moyens plus couteux tel que rayons Laser, les ultrasons, les émissions acoustiques Etc... ce qui

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

augmente le cout de la réparation. D'autre part, l'application du double patch dans certaines zones de la structure aéronautique est difficile, voire même impossible vue la complexité géométriques de ces structures. Nos résultats sont conformes avec ceux trouvés par d'autre chercheur, notamment ceux de notre laboratoire [67; 68; 69; 70; 71; 72; 73; 74; 75; 76]. Enfin, la variation linéaire du FIC en fonction de la taille de l'entaille est confirmée dans la figure VI.12.

### IV.4.3. plaque avec entaille circulaire centrale et réparée par patch en composite rectangulaire :

La figure IV.13 présente la variation du facteur de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille **circulaire** centrale pour des structures non réparées, structures réparées par simple patch et structures réparé par double patch.

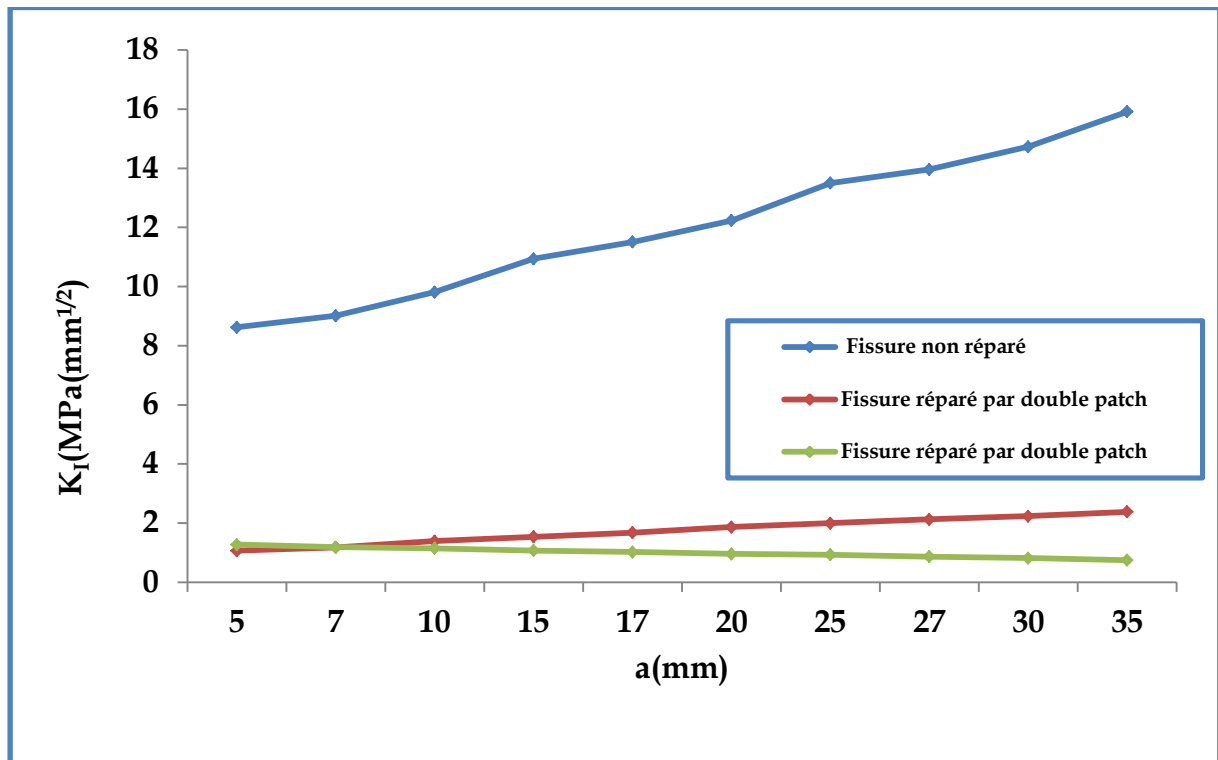


Figure IV. 13 : Variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille circulaire central ( $r=4\text{mm}$ )

On constate que la valeur du FIC diminue par le biais du patch de réparation cette réduction est de l'ordre de 86% pour le simple patch et de 94% pour le double patch. Ce qui va augmenter la durée de vie de la structure réparée causé par le transfert des contraintes ver le patch à travers la couche adhésive. On remarque aussi que pour des fissures courtes on a presque les mêmes valeurs du FIC dans le cas de simple et double patch. Les performances de la réparation par double patch sont

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

donc négligeables pour des faibles longueurs de fissures. Ce qui implique aussi que les contraintes au fond de la tête de fissure ne sont pas aussi très importantes, ce qui réduit l'intensité des contraintes transférées de la plaque fissurée vers le patch en composite à travers la couche adhésive. D'autre part, la variation du FIC en fonction de la longueur de la fissure est en déclin pour le double patch. Ce comportement peut s'expliquer par la présence de l'entaille. En effet dans le cas d'entaille et vue l'intensité de contrainte assez élevée pour des fissures émanant d'entaille on a une structure de l'absorption des contraintes pour des faibles longueurs de la fissure.

La figure IV.14 présente la variation du FIC en tête de fissure émanant d'un trou circulaire central et réparée par simple patch en fonction du rayon du trou et pour différentes largeurs de la fissure.

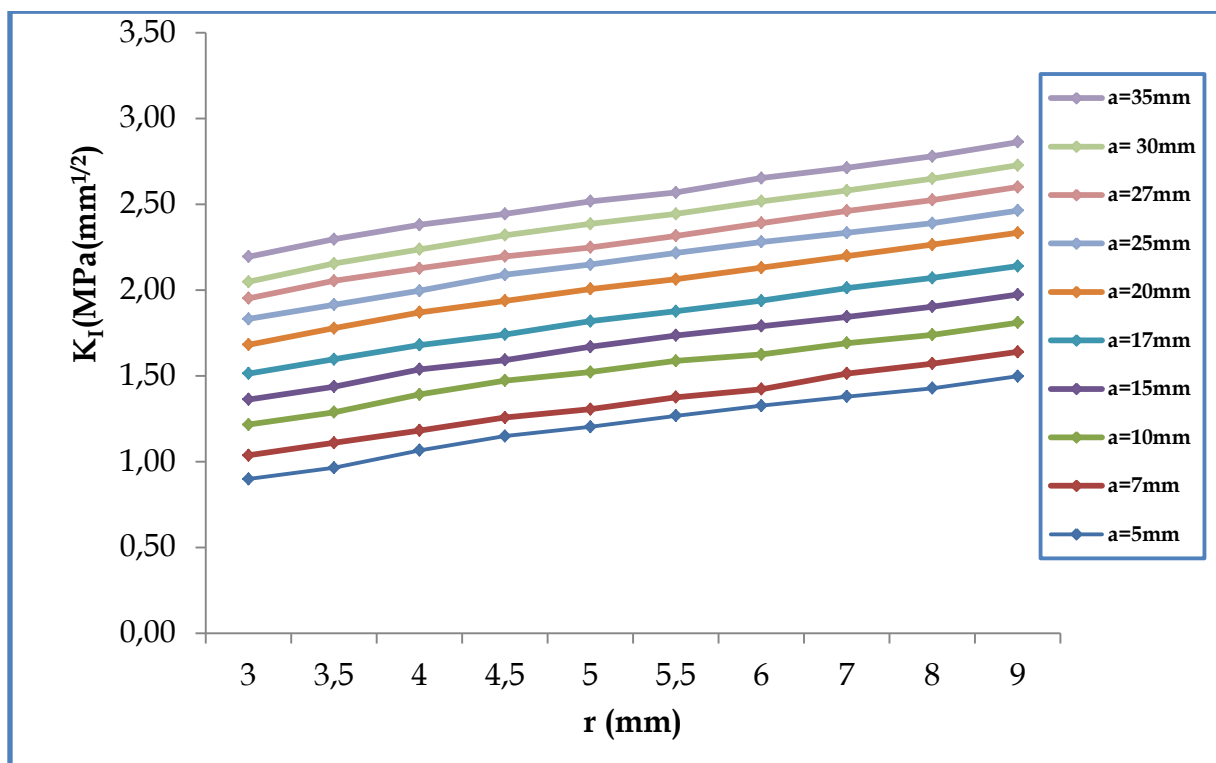


Figure IV. 14: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille pour différent longueur de fissure d'une entaille circulaire (simple patch)

On remarque que le FIC augmente linéairement en fonction du rayon de l'entaille et tend à se stabiliser lorsque cette dernière augmente, particulièrement pour les faibles largeurs de la fissure. Ce comportement peut être expliqué par le fait que l'augmentation du rayon de l'entaille entraîne une augmentation des contraintes en tête de fissure, qui fait stabiliser l'absorption des contraintes par le patch à travers la couche adhésive. D'autre part, on remarque que les valeurs de FIC pour une entaille circulaire sont généralement supérieures à celle enregistrées pour une

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

entaille elliptique, la différence relative est de l'ordre 8%. Cette différence est largement supérieure au cas d'une fissure non réparée qui est de l'ordre de 28%. Cette différence est due à l'absorption des contraintes par le patch. On peut donc conclure que l'application du patch réduit l'effet d'entaille.

La figure IV.15 présente les valeurs du FIC pour une fissure émanant de trou circulaire central et réparé par double patch en fonction du rayon de l'entaille et de la largeur de la fissure.

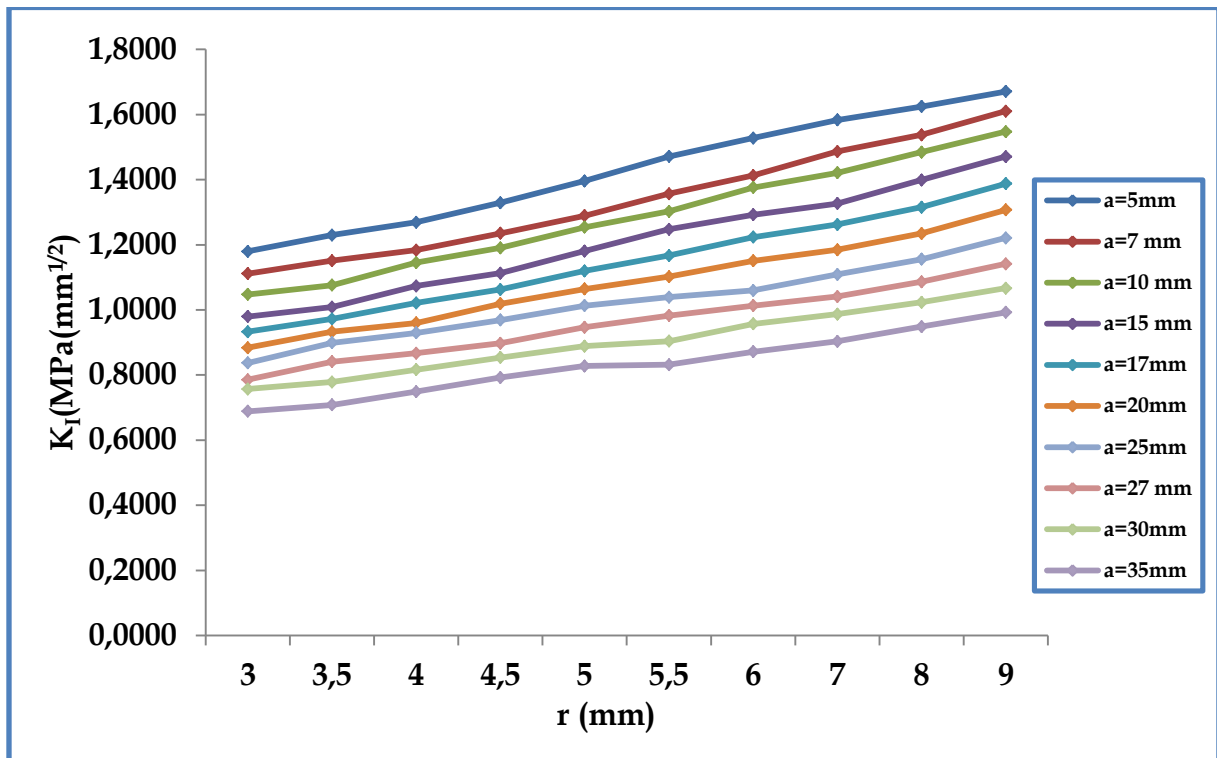


Figure IV. 15: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction du rayon de l'entaille en pour différentes longueurs de fissure d'une entaille circulaire (double patch)

Les résultats de cette figure confirme les effets bénéfiques du double patch, ce dernier réduit considérablement les valeurs du FIC, ce qui peut entrainer un ralentissement net de la propagation de fissure ou même un arrêt momentané de cette dernière. On remarque aussi sur la figure IV.12 que le FIC tend à se stabiliser lorsque le rayon d'entaille augmente. En comparant avec le cas d'une entaille elliptique, la différence entre les FIC pour les deux formes de l'entaille réparées par double patch est de l'ordre de 10%, ce qui est conforme avec la valeur enregistré pour le simple patch (8%).

IV.4.4. Plaque avec entaille en V latéral et réparée par patch en composite rectangulaire :

La figure IV.16 présente la variation du facteur de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille en V central les cas suivants : structures non réparées, structures réparées par simple et double patch.

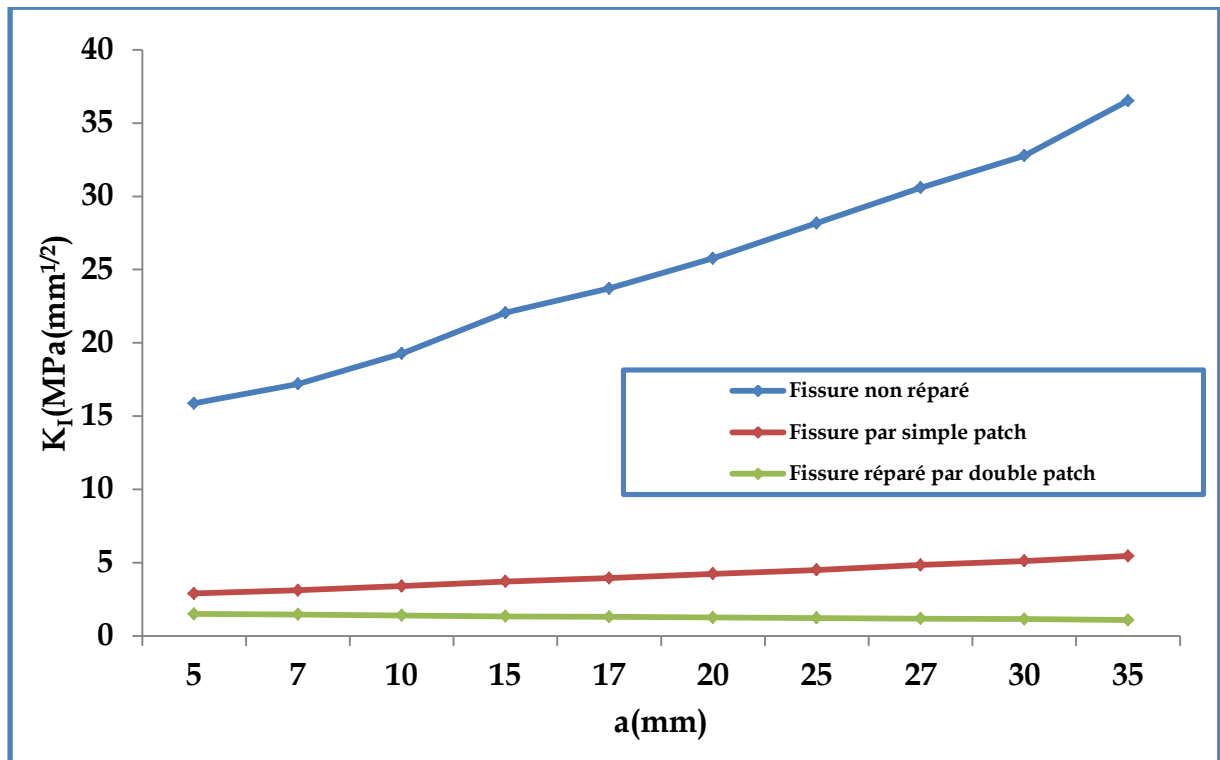


Figure IV. 16: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille en V latérale ( $\alpha=45^\circ$ )

Dans cette partie on voit clairement la réduction importante du FIC par le patch de réparation de l'ordre de 80% pour le simple patch et de 90% pour le double patch. Le transfert des contraintes vers le patch à travers la couche adhésive peut augmenter d'une manière significative la durée de vie de la structure réparée. Les mêmes remarques concernant la différence entre le double et le simple patch pour des faibles longueurs de fissures sont constatées dans cette figure. Mais la différence entre les deux configurations des patches est assez nette lorsque la longueur de la fissure dépasse les 15 mm. On peut donc affirmer que la différence entre simple et double patches est sensible uniquement pour les valeurs asymptotiques du FIC. Ce comportement nous permet d'affirmer que le choix de la longueur de la fissure initiale pour la réparation est fondamental pour la réussite de cette réparation. En effet, le choix d'une taille assez importante de la fissure pour appliquer le patch conduit nécessairement à des faibles durées de vie des structures réparées. Il est donc nécessaire de réparer la fissure dès sa détection afin d'augmenter la performance du

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

patch. D'autre, les inspections dans les structures aéronautiques sont périodiques, il faut donc faire une estimation précise de la durée de vie d'amorçage et de propagation des fissures et relier la période d'inspection à ces durées de vie estimer afin de ne pas tarder l'application du patch en composite pour la réparation des fissures.

La figure IV.17 présente la variation du FIC pour le cas d'une plaque avec entaille en V latérale et réparée par simple patch en fonction de l'angle de l'entaille, pour différentes longueurs de la fissure.

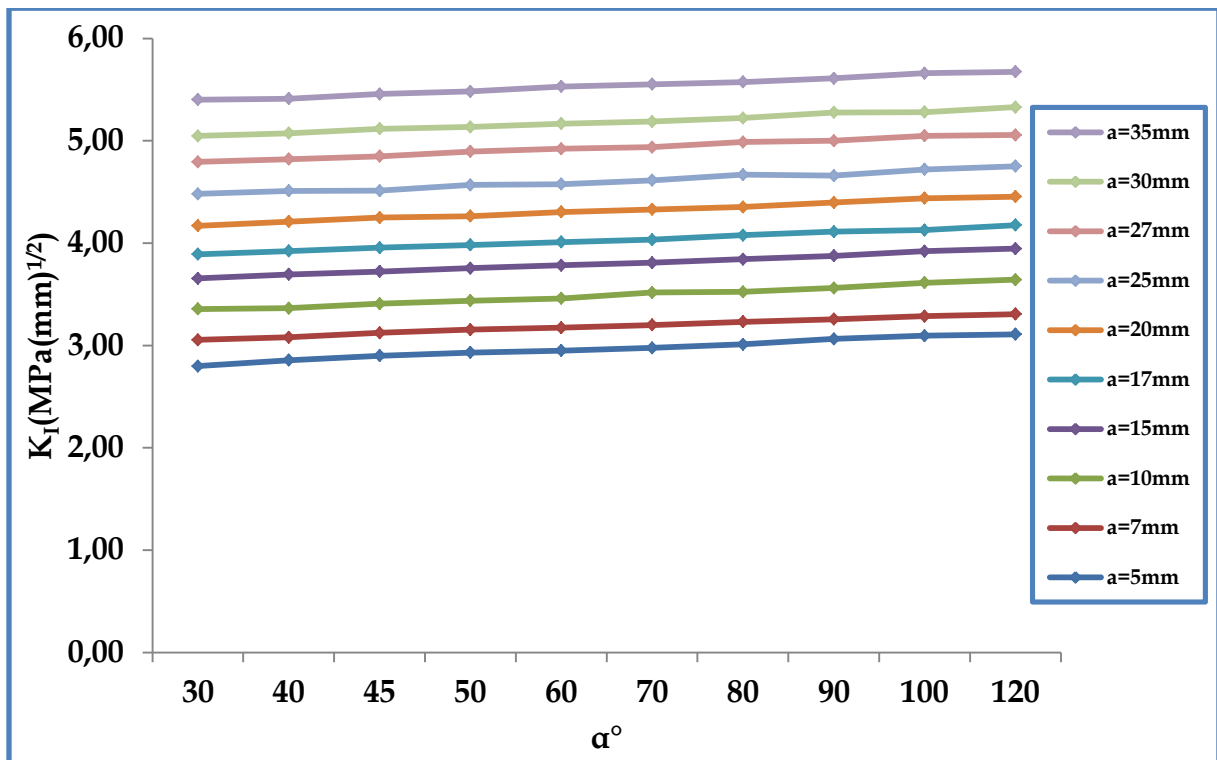


Figure IV. 17: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de l'angle de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille en V (simple patch)

On remarque que le FIC croit avec l'angle d'ouverture de l'entaille, mais la pente de la courbe n'est pas très pentue. L'effet de la dimension de l'entaille dans ce cas n'est pas sensible.

Les résultats sont due au fait que les entailles latérales génèrent des contraintes élevées, ce qui entraine une saturation du transfert des contraintes vers le patch en composite. On peut aussi confirmer dans ce cas que la présence du patch en composite atténue l'effet de la concentration des contraintes au fond d'entaille. On peut donc recommander aux professionnels de la réparation aéronautique de faire des inspections périodiques sur les défauts géométriques présents dans les structures aéronautiques afin d'avancer le placement du patch est ceci pour

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

augmenter l'efficacité de la réparation car plus la longueur de la fissure à la réparation est importante et plus la durée de vie résiduelle générées par la présence du patch est importante. En comparant avec un trou centrale, on remarque la différence entre les valeurs du FIC pour une structure réparée est de l'ordre de 32%. Cette différence est de l'ordre de 47% pour des structures non réparées.

La figure IV.18, présente la variation du FIC pour une fissure émanant d'une entaille en V et réparée par double patch pour différente longueur de fissure.

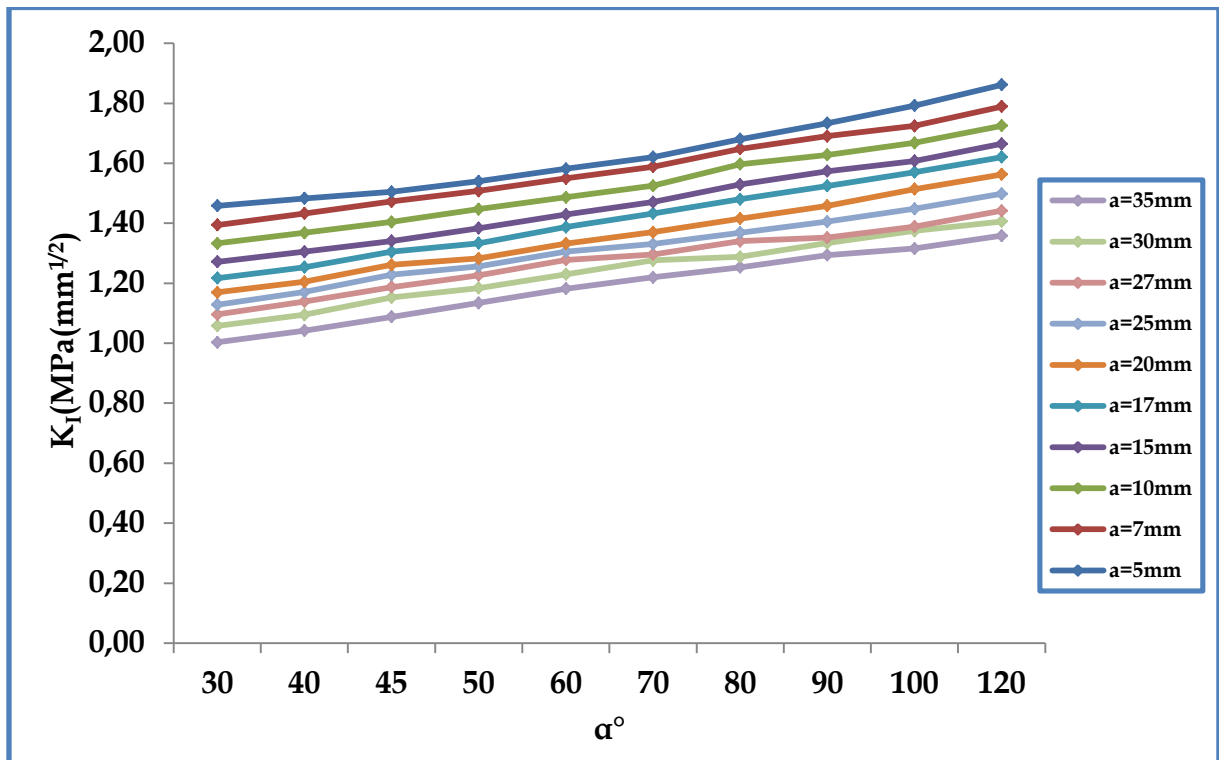


Figure IV. 18: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de l'angle de l'entaille pour différentes longueurs de fissure d'une entaille en V (double patch)

On remarque que l'angle d'ouverture de l'entaille n'a pas un effet sensible sur le FIC contrairement au cas du simple patch du fait de la double absorption des contraintes. Cependant, on remarque que l'effet de la longueur de la fissure n'est pas significatif. En effet, les valeurs du FIC pour les différentes longueurs de la fissure sont proches. Ce comportement est dû au fait que la valeur asymptotique du FIC est atteinte rapidement (pour des faibles longueurs de la fissure) dans le cas d'un double patch.



#### IV.4.5. Plaque avec entaille semi-circulaire latéral et réparée par patch en composite rectangulaire :

La figure IV.19 présente la variation du facteur de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille semi-circulaire central pour les configurations suivantes : structures non réparées, structures réparées par simple patch et structures réparée par double patch.

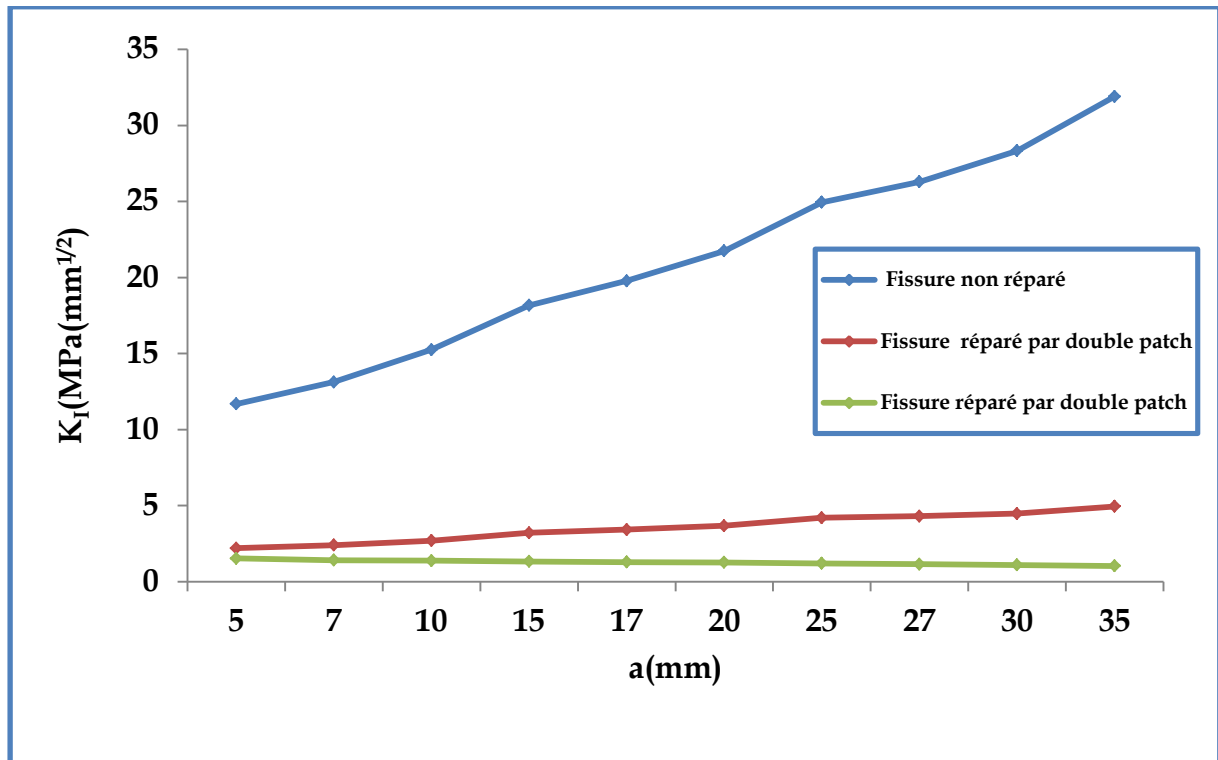


Figure IV. 19: variation du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur d'une fissure émanant d'entaille semi-circulaire central ( $r=4\text{mm}$ )

On aperçoit qu'il y a une réduction très importante du FIC pour les structures réparées par patch, cette diminution est de l'ordre de 85% pour le simple patch et de 94% pour le double patch. Le transfert des contraintes vers le patch peut accroître d'une manière assez importante la durée de vie de la structure réparée. Généralement il a été montré dans plusieurs travaux que la présence d'entaille latérale induit généralement une concentration de contraintes plus importante par comparaison aux entailles centrales. Le choix des propriétés du patch pour une entaille latérale doit être minutieux.

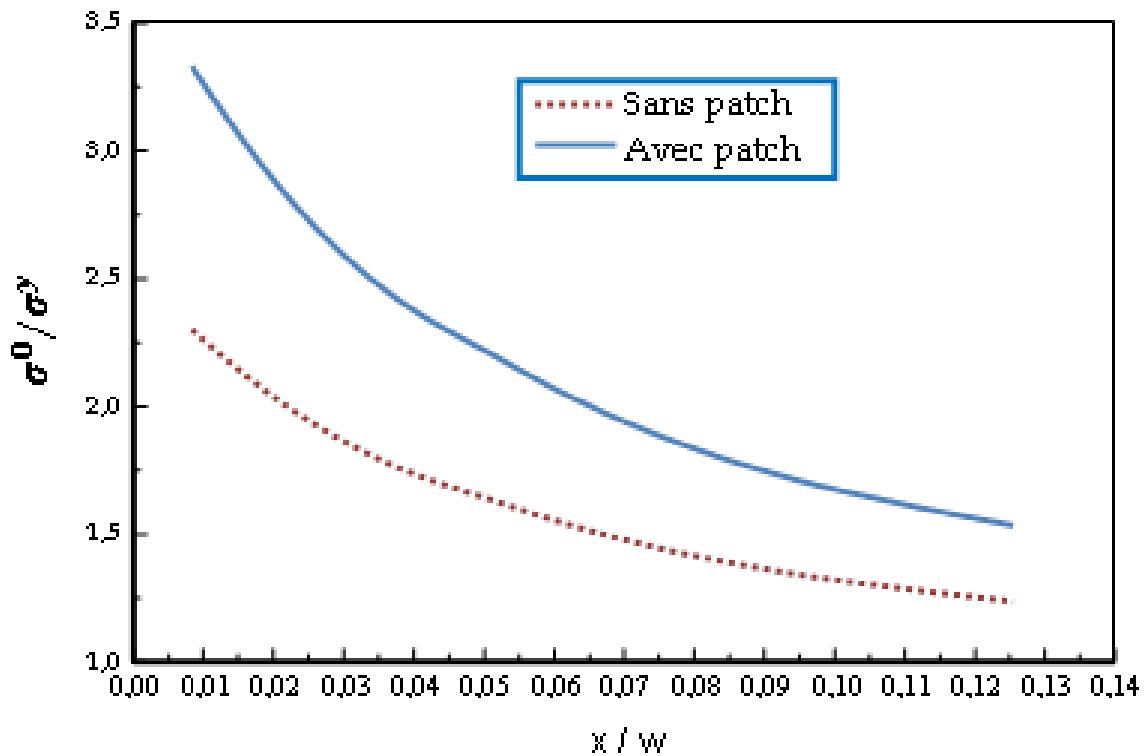


Figure IV. 20: Distribution des contraintes normales le long le ligament de la plaque non-fissurée

Afin d'expliquer profondément la nécessité des choix optimaux pour la réparation des structures avec entaille latérale, nous avons pris le cas d'une plaque avec une entaille semi-circulaire latérale non fissurée et réparée par un patch en Bore/Epoxyde. Nous avons tracé sur la figure IV.20 la variation des contraintes normales le long du ligament de la plaque. Ces contraintes sont normalisées par rapport à la contrainte appliquée. On remarque que le facteur de concentration de contraintes pour une plaque réparée est de l'ordre de 3.3% alors qu'il chute vers 2.4 pour une plaque réparée. On peut donc affirmer que l'efficacité de la réparation est sensible même pour des structures entaillées sans fissures. La réduction des contraintes par le patch est moins importante lorsqu'on se déplace loin du fond de l'entaille. Ce ci veut dire que les contraintes transférées vers les patches sont d'autant plus importantes que leurs intensités dans la plaque sont élevées comme le montre les figures IV.21 et IV.22

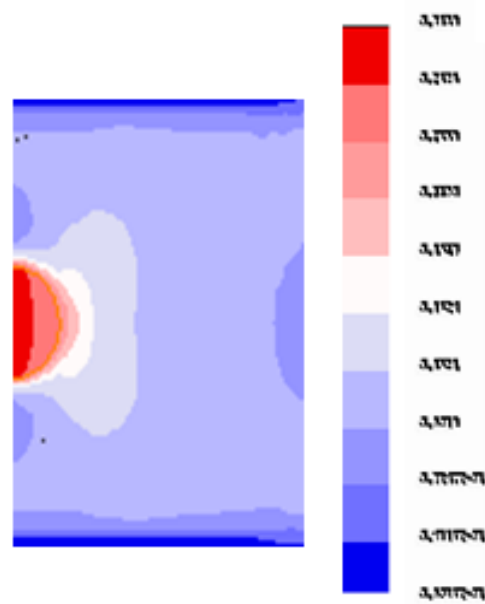


Figure IV. 21 : Niveau de contraintes dans le patch de réparation d'une plaque avec entaille semi-circulaire latérale non fissurées

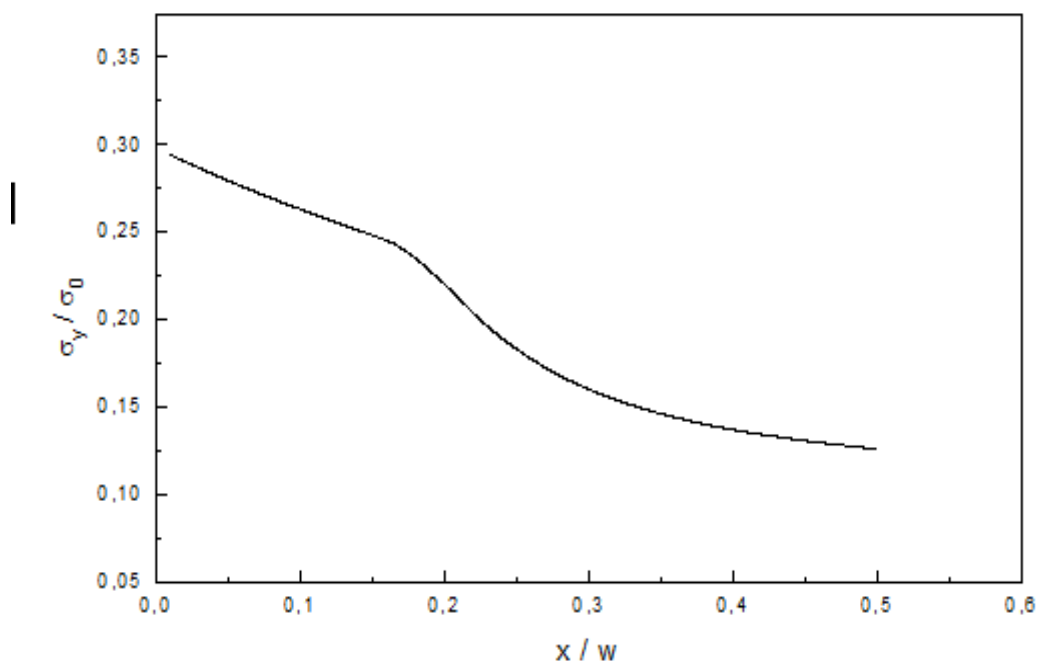


Figure IV. 22: Distribution des contraintes le long du ligament du patch

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

Il est connu que les adhésifs de bonne qualité sont caractérisés par des faibles modules de cisaillement, ce qui atténue les contraintes absorbées par l'adhésif permettant ainsi d'assurer une bonne adhésion. Cependant, dans la cas de la réparation des structures aéronautiques, le rôle de l'adhésif est de transmettre le maximum de contraintes vers le patch en composite pour augmenter l'efficacité de la réparation. Théoriquement, il est donc préférable d'utiliser des adhésifs de mauvaise qualité pour réparer les structures aéronautiques. La figure IV-18 présente la variation du facteur d'intensité de contraintes pour une fissure émanant d'entaille semi-circulaire latérale pour différents modules de cisaillement de l'adhésif. Les résultats présentés dans cette dernière figure confirment ce qui a été avancé précédemment. En effet, le facteur d'intensité de contraintes croît avec la diminution du module de cisaillement de l'adhésif mais cet accroissement tend à se stabiliser. Par ailleurs, l'augmentation du module de cisaillement de l'adhésif fait augmenter les contraintes dans la couche adhésive, ce qui augmente aussi le risque de rupture de l'adhésion. Il est donc conseillé aux concepteurs de patch de réparation d'optimiser les propriétés mécaniques de l'adhésif afin de maximiser l'efficacité de la réparation et de minimiser le risque de rupture de l'adhésion.

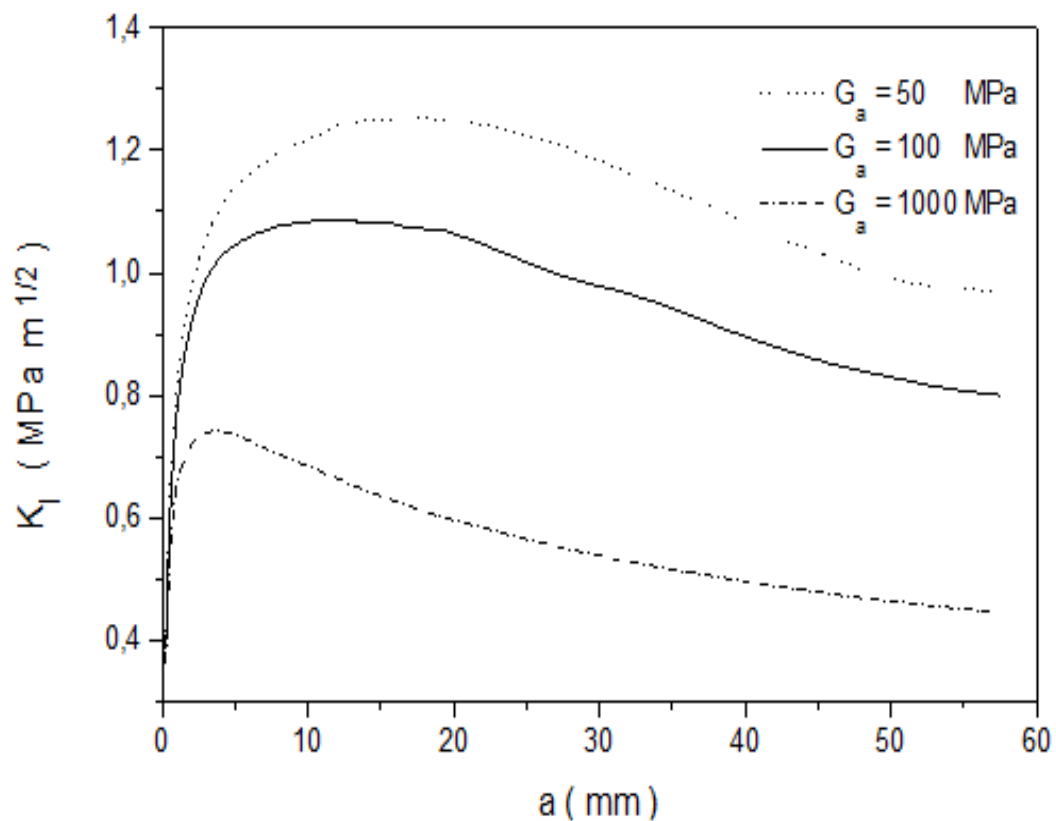


Figure IV. 23 Effet du module de cisaillement de l'adhésif sur la variation du FIC

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

L'effet de l'épaisseur du patch est illustré sur la figure IV.24. Cette figure présente la variation du FIC en fonction de l'épaisseur du patch. On remarque que l'augmentation de l'épaisseur du patch réduit le facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure d'une manière proportionnelle. En effet, l'augmentation de 50% dans l'épaisseur du patch entraîne une réduction du FIC du même ordre. Ceci nous permet de conclure que le choix d'un patch épais augmente la durée de vie des structures réparées. Pour une meilleure distribution des contraintes il est préférable d'utiliser des stratifiés unidirectionnels pour réparer les structures aéronautiques.

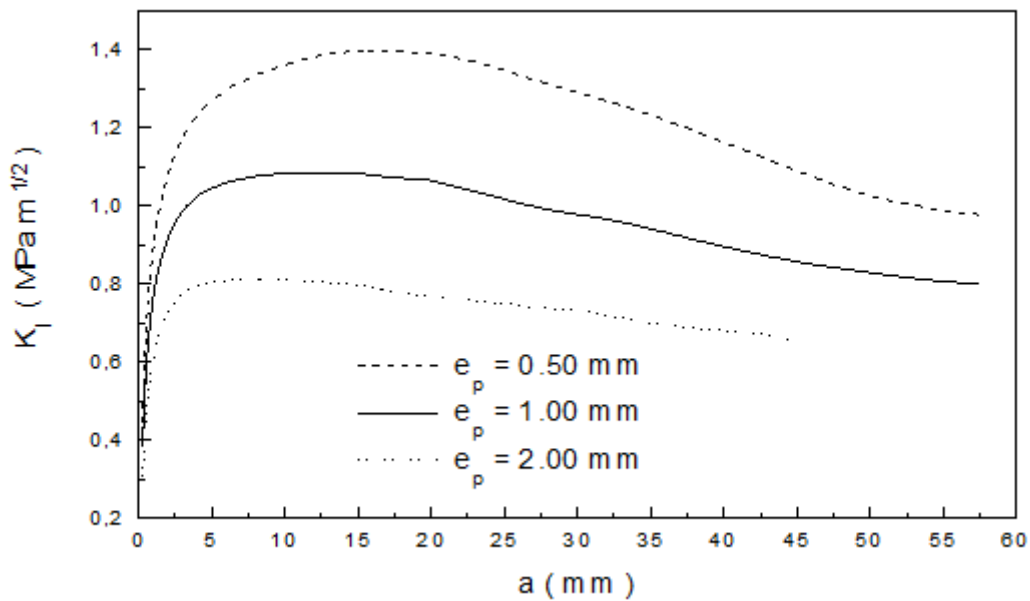


Figure IV. 24 Effet de l'épaisseur du patch sur le facteur d'intensité de contraintes

La figure IV.25 présente l'effet de l'épaisseur de l'adhésif sur la variation du FIC en tête de fissure réparée. On remarque que la réduction de l'épaisseur de l'adhésif entraîne une augmentation du FIC en tête de fissure ce qui augmente l'efficacité de la réparation. Cependant, et par analogie avec ce qui a été dit pour le module de cisaillement de l'adhésif, une réduction de l'épaisseur de l'adhésif entraîne une absorption de contraintes plus importantes par cet adhésif entraînant ainsi une augmentation du risque de la rupture de l'adhésion entre la structure réparée et le patch en composite. Il est donc conseillé d'optimiser aussi les propriétés géométriques de l'adhésif.

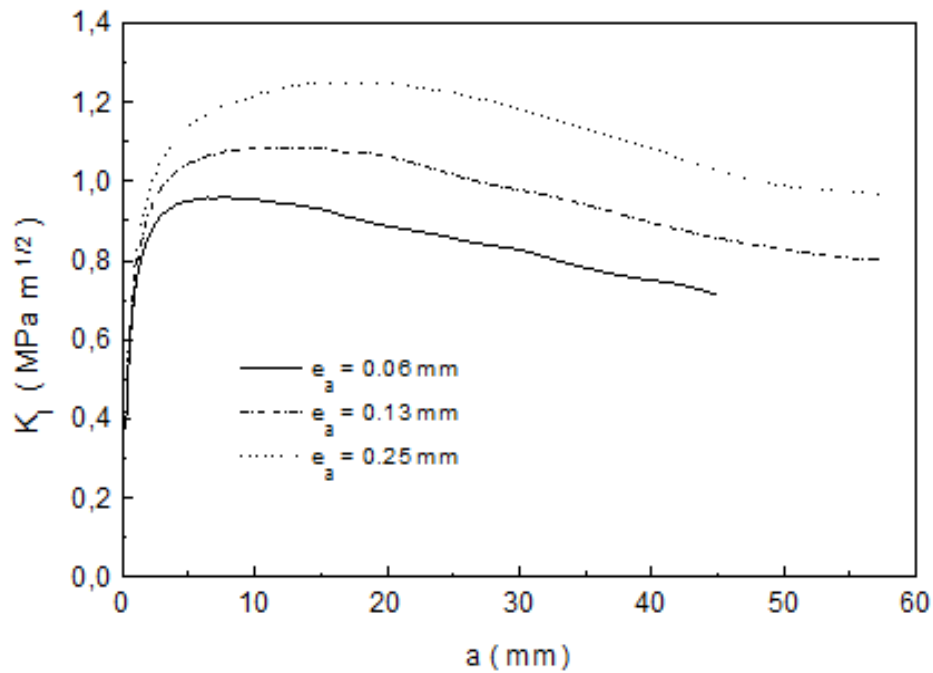


Figure IV. 25: Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC en tête de fissure.

La figure IV.26 montre la variation du FIC pour une plaque munie d'une entaille semi-circulaire latérale et réparée par simple patch.

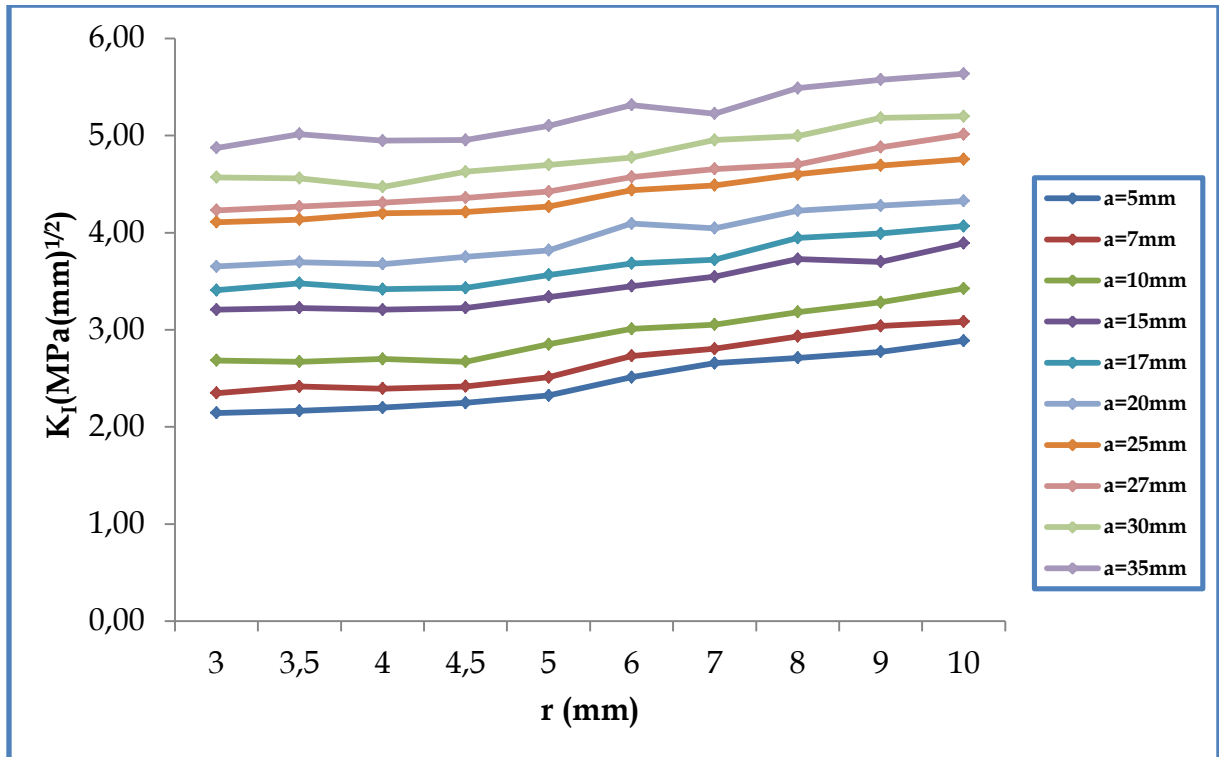


Figure IV. 1: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille semi-circulaire (simple patch)

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

On remarque que pour un rayon d'entaille inférieur à 5mm, la valeur du FIC n'est pas importante. Cependant, lorsque le rayon d'entaille est supérieur à 5mm, son effet sur la variation du FIC est plus marqué. On peut donc confirmer que si la dimension de l'entaille est faible par rapport à la dimension de la plaque, l'effet d'entaille est stable mais au fur et à mesure que la dimension de l'entaille par rapport à celle de la plaque augmente, cet effet devient plus sensible.

La figure IV.27 présente la variation du FIC pour une fissure émanant d'entaille semi circulaire latérale et réparée par double patch.

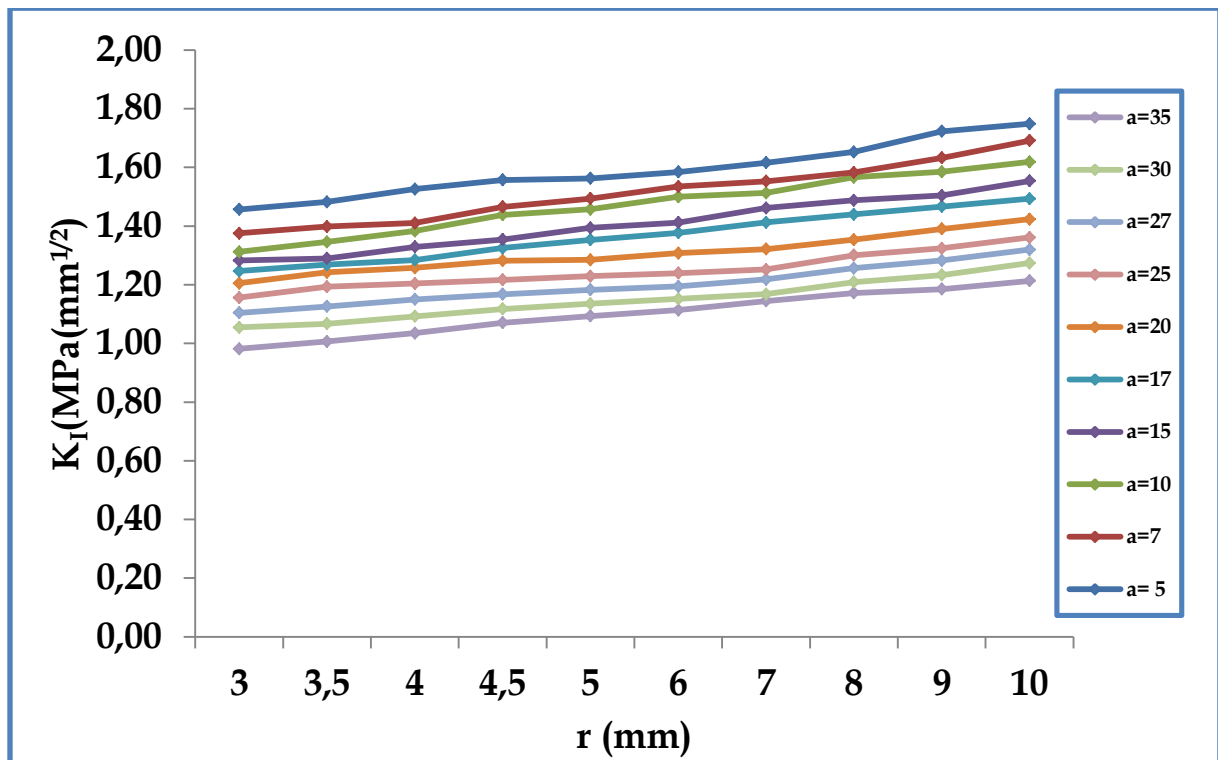


Figure IV. 2: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rayon de l'entaille en pour différent longueur de fissure d'une entaille semi-circulaire (double le patch)

On voit clairement que l'effet d'entaille est plus faible quel que soit la dimension de l'entaille. Ce comportement s'explique par le fait que la présence de double patch réduit considérablement l'effet de la présence du défaut géométrique.

#### IV.4.6. Comparaison entre patch en rectangulaire forme de patch similaire à la fissure de l'entaille :

Dans cette partie, nous avons essayé de comparer les performances d'un patch rectangulaire et d'un patch similaire à la forme de l'entaille.

La figure IV.28 présente la variation du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure émanant d'entaille circulaire réparée par patch rectangulaire et par patch circulaire en fonction de la longueur de la fissure et pour un rayon d'entaille de 4mm.

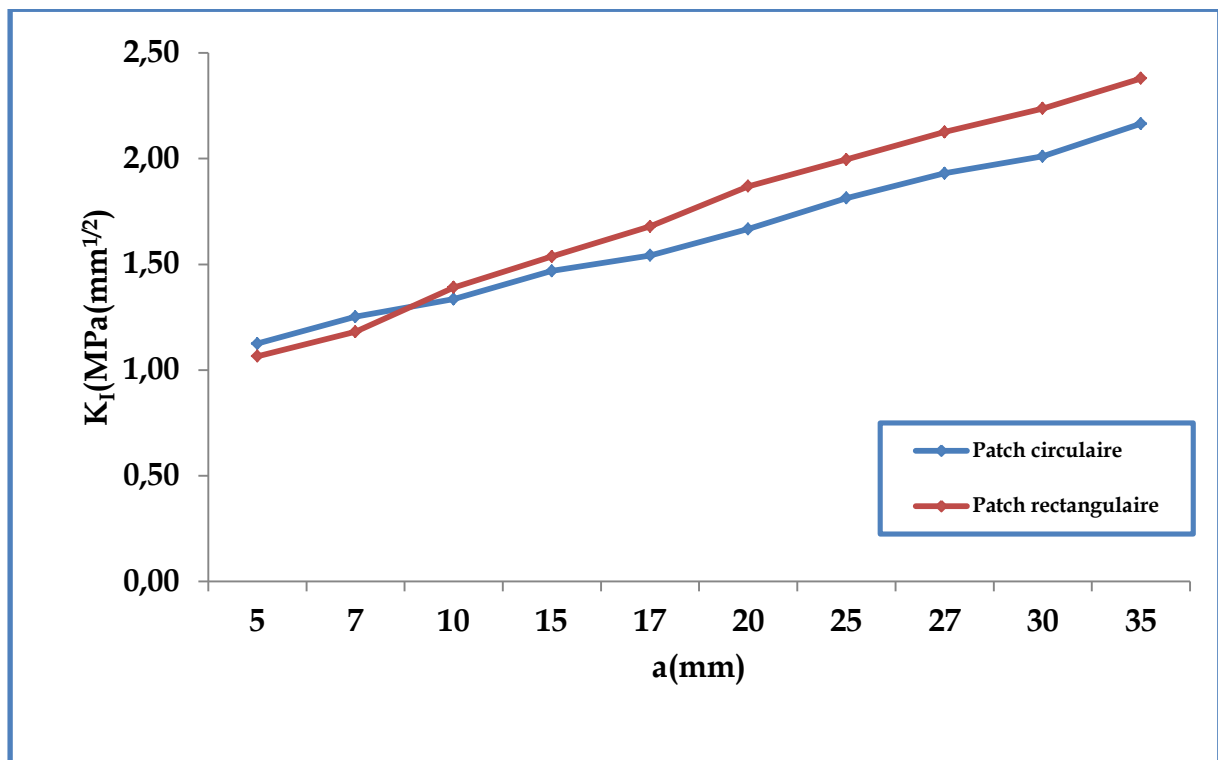


Figure IV. 28: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille Circulaire centrale réparés par simple patch de formes rectangulaire et circulaire.

On remarque que pour une faible longueur de la fissure, les valeurs du FIC pour les deux formes du patch sont assez proches. L'effet de la forme du patch n'est pas sensible. Cette effet devient plus sensible lorsque la longueur de la fissure est supérieure à 15mm. Le patch rectangulaire présente des valeurs de FIC plus élevées, mais la différence n'est pas assez importante. Cette différence est de l'ordre de 9%, ce qui n'affecte pas d'une manière sensible la durée de vie en fatigue de la structure réparée.



## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

La figure IV.29 présente la variation du FIC en tête de fissure semi-circulaire latérale est réparée par des patches rectangulaires et semi circulaire.

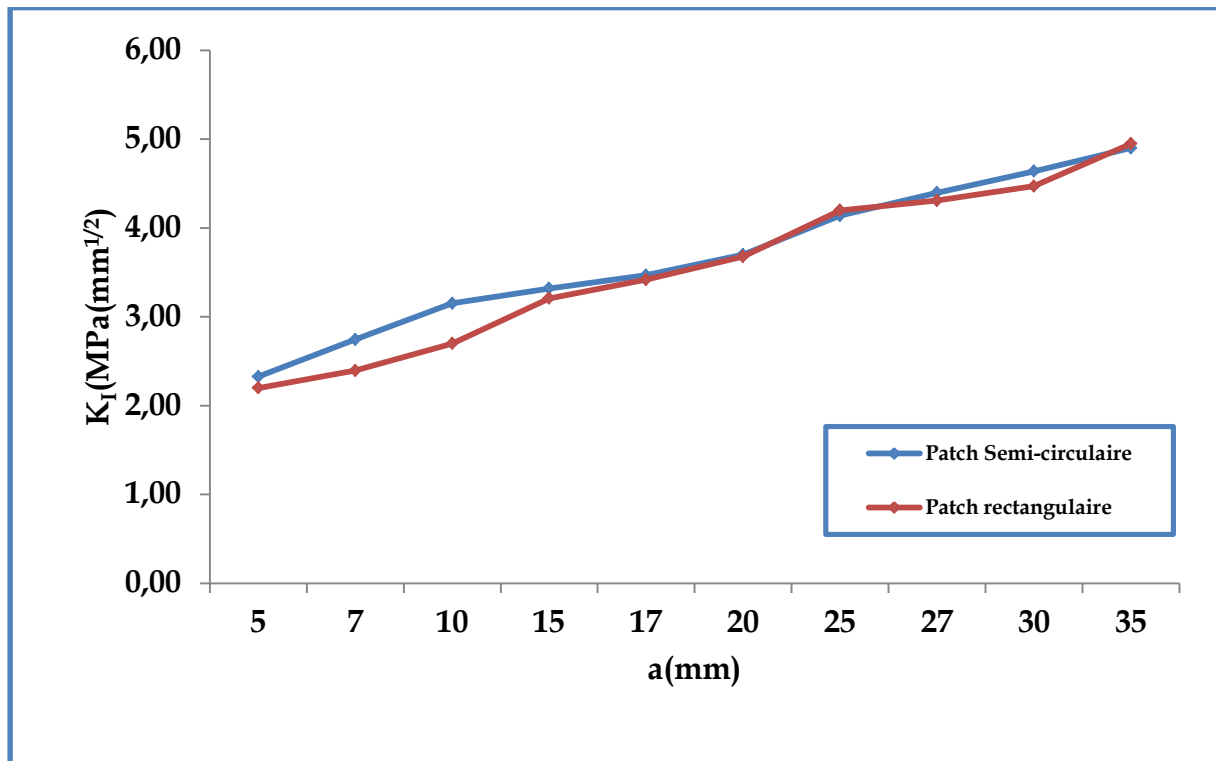


Figure IV. 3: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille semi-circulaire latérale réparée par simple patch de formes rectangulaire et semi-circulaire.

On remarque que dans ce cas aussi que l'effet de la forme du patch n'est pas significative sur la performance de réparation quel que soit la longueur de la fissure. L'effet de la forme du patch est probablement plus sensible dans la distribution des contraintes adhésive, c'est-à-dire que la forme du patch affecte plus la durabilité de la réparation. Ces conclusions sont confirmées par les figures IV.30 et IV.31 qui présente la variation du FIC pour une fissure émanant d'entaille en V et d'entaille elliptique respectivement ces fissures sont réparées en plus du patch rectangulaire par des patchs triangulaires et des patchs elliptiques.

## Chapitre IV : Analyse par la méthode des éléments finis des fissures émanant d'entaille et réparé par patch en composite

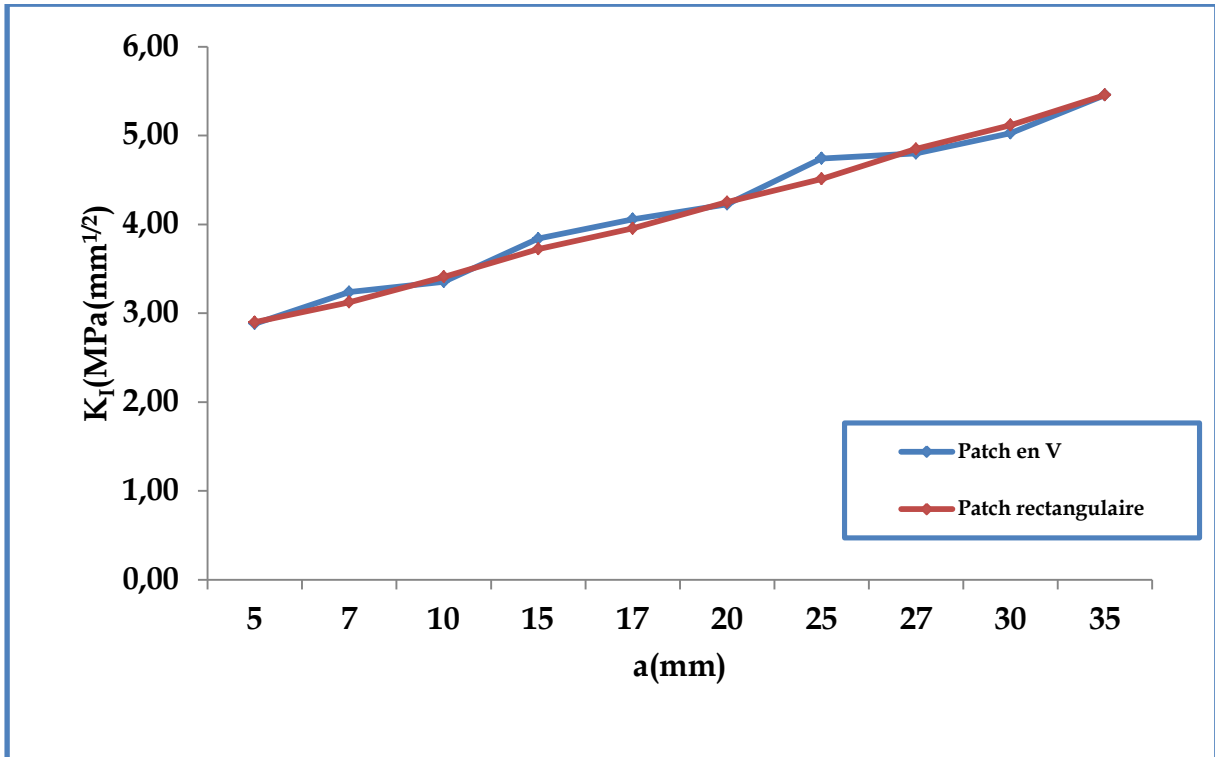


Figure IV. 30: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille en V Latérale réparés par simple patch de formes rectangulaire et en V.

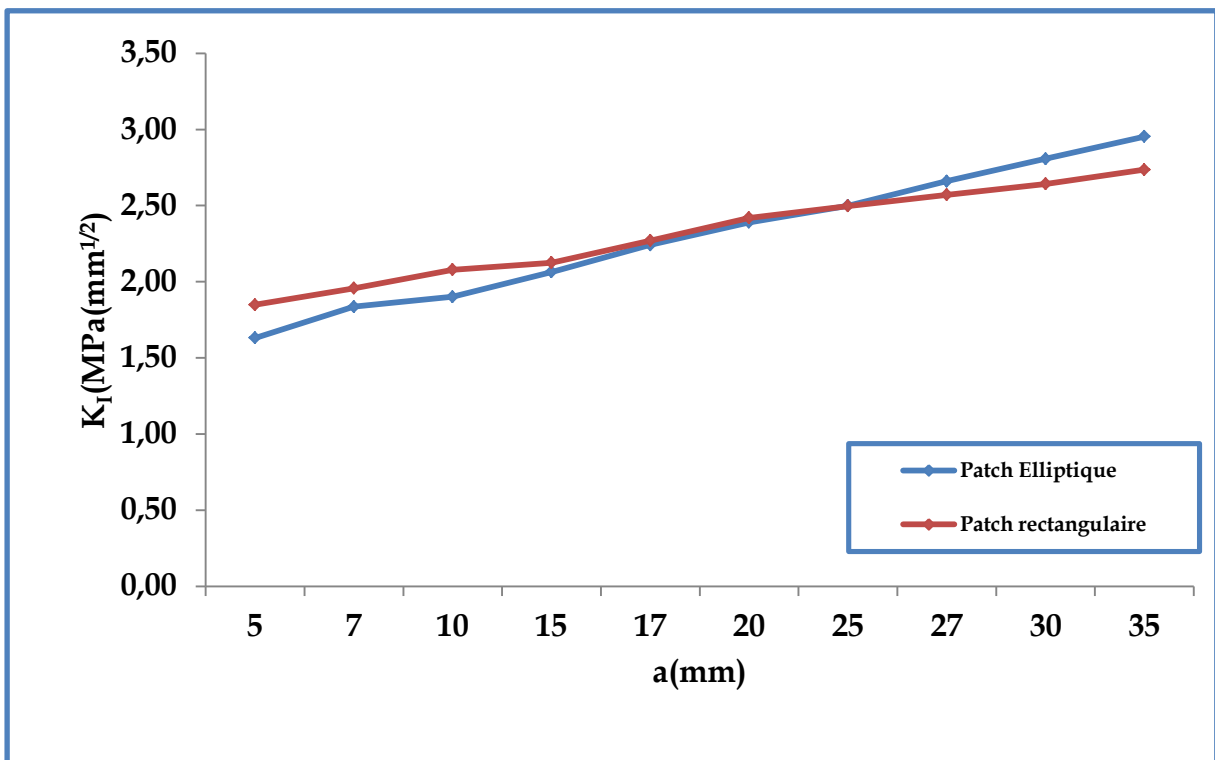


Figure IV. 31: variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure émanant d'entaille elliptique réparée par simple patch de formes rectangulaire et elliptique.

## Conclusion

Ce travail de magister a été réalisé pour évaluer les performances de la réparation des structures entaillées par patch en composites. Quatre types d'entailles ont été choisis : trou central, entaille elliptique centrale, entaille semi-circulaire latérale et entaille aigüe (en V) latérale. Le facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure a été choisi pour évaluer les performances de la réparation. Les résultats obtenus nous permettent de déduire les conclusions suivantes :

- La présence de l'entaille engendre une zone de concentration de contraintes réduisant considérablement la résistance de la structure. Les facteurs de concentration de contraintes peuvent dépasser les valeurs de 4.
- Les fissures émanant d'entailles latérales présentes les valeurs les plus élevées du FIC. L'entaille en V est la plus dangereuse suivi de l'entaille semi-circulaire latérale. L'entaille elliptique centrale présente les valeurs du FIC les plus faibles
- La présence d'un patch de réparation ou de renforcement réduit considérablement la concentration des contraintes. Ce renforcement peut retarder l'amorçage de la fissure augmentant ainsi la durée de vie de la structure.
- L'absorption des contraintes par le patch et d'autant plus élevée que celle-ci sont plus importantes dans la plaque.
- La réparation des fissures par collage de plaque en composite peut être un moyen très performant pour augmenter la durée de vie. En effet, ce type de réparation a pour effet la réduction de l'intensité de contraintes en tête de fissure.
- Le facteur d'intensité de contrainte varie linéairement avec la taille du défaut géométrique. Ce facteur augmente lorsque les dimensions de l'entaille augmentent réduisant ainsi la performance de la réparation.
- La réparation par double patch symétrique est plus avantageuse par rapport au simple patch du point de vue réduction du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure. Mais l'inconvénient majeur du double patch est l'impossibilité du suivi visuel de la fissure

- 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.
- Le choix de l'épaisseur du patch et le moyen le plus efficace pour l'amélioration des performances de la réparation. L'utilisation de stratifiés avec des orientations de plis adaptées permet d'assurer une réparation efficace.



## BIBLIOGRAPHIE

1. **Airbus.** "*Structural Repair Manual A330*". s.l. : Technical Data Support and Services, 2006 .
2. **N., Duong C.** "*Composite Repair / Theory and Design*"1st ed. ed., Netherlands, Elsevier,ISBN: 978-0-0804-5146-6. 2007.
3. **J, Russell A.** "*Factors affecting the interlaminarfracture energy of graphite /epoxy laminates*", 4th International Conference on Composite Materials (ICCM IV),. Tokyo, Japan, Hayashi, T., Kawatta, K., and Umekawa, S., p.279-286, : s.n., 1982.
4. **C., Pang J. W.** "*Bleeding composites - damage detection and self-repair using a biomimetic approach*", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*,V.36, pp.183-188. 2005.
5. **G., Williams.** "*A self-healing carbon fibre reinforced polymer for aerospace applications*", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*,V.38, pp.1525-1532. 2007.
6. **J.-E., Brunel.** "*Eurocopter in house repair for composite strucutre*", *Composite Patch Repair Seminar*,CEAT Toulouse, J.Begue,. 2007.
7. **J, Rouchon.** "*Bonded Composite Patches in front of Civil Airworthiness Requirements*", *Composite Patch Repair Seminar*. s.l. : DGA Techniques Aéronautiques, 2007 .
38. **R, Thévenin.** "*Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations*",*Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>,Chicago, IL, Airbus. 2006.
39. **Torres M., Plissonneau B.** "*Repair of Helicopter composite structure : Techniques and Substantiations*", *Advisory group for aerospace research & development (AGARD) CP402, Teh Repair of Aircraft Structures InvolvingComposite Materials*p.6-1-6-21. 1986.
40. **J.-L, Leon-Dufour.** "*Dimensionnement des structures composites aux dommages*", *Journée de l'Association Aéronautique et Astronautique de France - 3AFCNES*, Toulouse, Airbus,. 2008.
41. **Morteau E., Fualdes C.,.** "*Composites @ Airbus Damage tolerance methodology*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*,. s.l. : <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>,Chicago, IL, 2006.

42. **J, Dumont-Fillon.** "Contrôle Non Destructif (CND)", *Techniques de l'ingénieur*, pp.1-42. 1996.
43. **Armstrong K. B., Bevan L. G., Cole W. F.** "Care and Repair of Advanced Composites", 2ème ed., Warrendale, PA, SAE International, ISBN: 0-7680-1062-4. 2005.
44. **Fawcett A. J., Oakes G. D.** "Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>, Chicago, IL, National Institute for Aviation Research (NIAR) : s.n., 2006.
45. **Werfelman L., Boeing.** "The Composite Evolution", *Boeing* pp.17-21. 2007.
46. **J.-E, Brunel.** "Eurocopter in house repair for composite structure", *Composite Patch Repair Seminar*, CEAT Toulouse, J.Begue . 2007 .
47. **Sung-Hoon A., Springer, S. G.** "Repair of Composite Laminate", DOT/FAA/AR-00/46, Office of Aviation Research, pp.1-85. 2000.
48. **Chester R. J., Walker K. F., Chalkley P. D.** "Adhesively bonded repairs to primary aircraft structure", *International Journal of Adhesion and Adhesives* V.19, pp.1-8. 1999.
49. **Cognard P.** "Collage des composites: constructions aérospatiale, automobile et ferroviaire", *Techniques de l'ingénieur*, pp.1-20. 2003 .
50. **Umamaheswar T. V. R. S., Singh R.** "Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet", *Engineering Fracture Mechanics*, V.62, pp.267-289. 1999.
51. **Wang C. H., Gunnion A. J.** "On the design methodology of scarf repairs to composite laminates", *Composites Science and Technology*, V.68, pp.35-46. 2007 .
52. **Mathias J.-D.** "Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques", *Thèse de doctorat*, Blaise Pascal - Clermont II. 30-9-2005 .
53. **Todoroki A., Haftka R. T.** "Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy", *Composites Part B: Engineering*, V.29, pp.277-285. 1998 .
54. **Dinnebier H., Holtmannspötter J., and VanCzarnecki J.** "How to make Adhesive Bonding a Contamination Tolerant Process", *WIWEB*, 1st ed. ed., *Composite Patch Repair Seminar*, CEAT Toulouse. 2007 .

55. **Chiu W. K., Galea S. C., Koss L. L., Rajic N.,** "Damage detection in bonded repairs using piezoceramics", *Smart Materials and Structures*, V.9, ISBN: 0964-1726, pp.466-475. 2000 .
56. **Martinez M., Gang L., Backman D., Oudovikine A., and Bellinger N.** "Crack Detection on Composite and Metallic Aerospace Structures", *Structural Health Monitoring*, p.560-569. 2008 .
57. **Bostev Y., Arad E., Tur M., Kressel I., Ben-Simon U., Gail S., and Osmont D.,** "Structural Health Monitoring using an Embedded PZT-FBG Ultrasonic Sensor Array", *Proceedings of the Fourth European Workshop*, Tadeusz Uhl, Jan Holnicki-Szulc, and Ieslaw Ostachowicz, p.649-655. 2008.
58. **P, Cognard.** "Collage des composites: constructions aérospatiale, automobile et ferroviaire", *Techniques de l'ingénieur* pp.1-20. 2003.
59. Li H. C. H., Callus P. J., Herszberg I., "Through-thickness reinforcement repair of delaminated carbon-epoxy panels", *Composite Structures*, V.75, pp.539-544., 2006
60. Dry C., "Procedures developed for self-repair of polymer matrix composite materials", *Composite Structures*, V.35, pp.263-269., 1996
61. White S. R., Sottos N. R., Geubelle P. H., Moore J. S., Kessler M. R., Sriram S. R., Brown E. N., Viswanathan S., "Autonomic healing of polymer composites", *Nature*, V.409, ISBN: 0028-0836, pp.794-797., 2001
62. Liu D., Lee C. Y., Lu X., "Repairability of Impact-Induced Damage in SMC Composites", *Journal of Composite Materials*, V.27, pp.1257-1271., 1993
63. Wu K. W., Lee C. L., Chang Y. C., Ong C. L., "Compressive strength of delaminated and repaired composite plates", *Materials Chemistry and Physics*, V.43, pp.173-177., 1996
64. Russell A. J., Ferguson J. S., "Composite Repair Issues on the CF-18 Aircraft", AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Developments) CP 550, Seville, p.1-8, 1995
65. Zitoune R., Collombet F., "Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, V.38, ISBN: 1359-835X, pp.858-866., 2007 - 203
66. Hautier Mthieu; "Analyse des réparations des matériaux composites 2010
67. **A.Albedah, M. Berrahou, M. Es-Saheb, F. Benyahia, B. Bachir Bouiadjra.** *Mass gain estimation between double and single bonded composite repairs in aircraft structures, Journal of thermoplastic composites materials*, 2012,25:181-191.



68. **B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Serier, B. Benguediab, and D. Ouinas.** *SIF for Double- and Single-sided Composite Repair in Mode I and Mixed Mode, Journal of reinforced plastics and composites* 30, 2010, 416-424.
69. **B. Bachir Bouiadjra, M. Fari Bouanani, A. Albedah, F. Benyahia, M. Es-Saheb.** *Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures: A numerical analysis* , *Materials & Design*, 32, 2011, s 3161-3166.
70. **B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, M. Berrahou, D. Ouinas, X. Feaugas** *Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures* *Materials & Design*, Volume 31, Issue 6, June 2010, Pages 3073-3077.
71. **B. Bachir Bouiadjra, W. Oudad, A. Albedah, F. Benyahia, M. Belhouari.** *Effects of the adhesive disband on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures* , *Materials & Design*, 2012, 37: 89-95.
72. **D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, S. Himouri, N. Benderdouche.** *Progressive edge cracked aluminium plate repaired with adhesively bonded composite patch under full width disbond* , *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43:805-811.
73. **L. Aminallah, T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier, A. Amrouche, X. Feaugas, N. Bensediq.** *Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures*, *Computational Materials Science*, Volume 46, 2009, Pages 1023-1027.
74. **L. Rezgani, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, K. Madani, B. Serier, and X. Feaugas** *Effect of composite hygrothermal aging on the SIF variation in bonded composite repair of aircraft structures. Journal of Reinforced Plastics and Composites*, December 2010; vol. 29, 24; pp. 3631-3636.
75. **Mhamdia Rachid, B. Serier, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari.** *Numerical analysis of the patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures* , *Composites Part B: Engineering*, 2012,43:391-397.
76. **R. Mhamdia, B. Bachir Bouiadjra.** *Stress intensity factor for repaired crack with bonded composite patch under thermo-mechanical loading*, *Journal of reinforced plastic and composites*, 30, 2011,416-424.