

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
ÉCOLE NATIONALE DOCTORALE DE MECANIQUE DE CONSTRUCTION

UNIVERSITE MENTOURI CONSTANTINE
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

N° d'ordre :/...../2011

Série :/GM/2011



MEMOIRE

PRESENTE POUR L'OBTENTION DU DIPLOME DE MAGISTER
EN GENIE MECANIQUE

OPTION : MECANIQUE APPLIQUEE EN ENGINEERING

ÉTUDE DES TECHNIQUES DE RÉPARATION DES STRUCTURES COMPOSITES ENDOMMAGÉES

Par : **Toufik ACHOUR**

Devant le jury :

Président :	B .NECIB	Prof.	Université Mentouri Constantine
Rapporteur:	F.MILI	Prof.	Université Mentouri Constantine
Examineurs :	H. BOUGHOUAS	Prof.	Université Mentouri Constantine
	R. CHAIB	MC.	Université Mentouri Constantine

ANNEE 2010/2011

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 F. Milî, Professeur à l'Université de Constantine, pour son aide précieuse, ses encouragements et son soutien favorable pour l'aboutissement de ce mémoire.

Je tiens à remercier infiniment Monsieur B. Nécib, Professeur à l'Université de Constantine d'avoir accepté de présider le jury de soutenance.

Je remercie également Messieurs H. Boughouas et R. Chaïb, Professeurs à l'Université de Constantine qui m'on fait l'honneur de bien vouloir examiner ce travail.

À tous les enseignants de L'EDNMC, 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

Toufik

Dédicace

À la mémoire de mon père

À la mémoire de mon neveu Abderrahman

À ma très chère mère

À ma petite famille «ma femme et ma fille Mayssara »

À ma grande famille

À tous mes amis

Je dédie cet humble travail

Toufik

Résumé

Ce présent mémoire est réalisé dans le but d'étudier les différentes techniques de renforcement et de réparation de structures composites. Il consiste aussi en l'analyse des contraintes de cisaillement et de pelage dans la partie adhésive d'une structure composite réparée ou renforcée par le collage d'un patch composite. Une bonne connaissance de l'état de contraintes dans cette partie, qui représente le maillon le plus faible de l'ensemble (structure-patch-colle), permet de concevoir une meilleure réparation. Dans ce même axe, on s'est intéressé à étudier l'effet de certains paramètres, tels que les caractéristiques géométrique et mécanique du patch, ainsi que l'épaisseur de la couche adhésive, sur l'évolution de ces contraintes. La structure composite à renforcer ou à réparer est considérée dans cette étude sous l'action d'une traction uniaxiale. Dans le cas d'un renforcement, on effectue le collage sur une seule ou deux faces de la structure (joint à simple ou double recouvrement), tandis que dans le cas d'une réparation, on utilise un joint simple ou double bracelet. Le matériau de la structure endommagée considéré dans notre étude est un composite à utilisation excessive dans le domaine aéronautique, et est à matrice d'aluminium comportant des particules de carbures de Silicium. Le patch composite généralement utilisé pour le renforcement et la réparation par collage et aussi considéré dans cette contribution est un unidirectionnel carbone/époxyde. Par contre, la couche adhésive, liant le patch à la structure, est choisie en résine époxyde et est désignée par FM73. Pour les deux types de joints, les résultats obtenus ont montré leur faible résistance au niveau de leurs extrémités et aussi à la zone d'interruption dans le cas d'un bracelet.

Abstract

This present work is performed in order to study the various techniques of reinforcement and repair of composite structures. It also consists of the analysis of peeling and shear stresses in the adhesive part of a composite structure repaired or reinforced by joining a composite patch. A good knowledge of the stress state in this part, which represents the weakest link of the whole (structure-patch-glue), makes it possible to conceive a better repair. In this same axis, it was interested to study the effect of certain parameters such as the geometric and mechanical characteristics of the patch, as well as the thickness of the adhesive layer on the evolution of these stresses. The composite structure to reinforce or repair is considered in this study under the action of a uniaxial traction. In the case of a reinforcement, the bonding is performed on one or both sides of the structure (bonded single or bonded doublers), whereas in the case of a repair, using a single or double strap. The material of the damaged structure considered in our study is a composite with excessive use in aeronautics, and also is Aluminum comprising silicon carbide particles. The composite patch, generally used for the reinforcement and repair by bonding and also considered in this contribution, is a unidirectional carbon/epoxy. On the other hand, the adhesive layer binding the patch to the structure is chosen epoxy resin and is designated by FM73. For the both joint types, the obtained results showed low strength at their ends and also at the breakpoint in the case of strap configuration.

ملخص

تم انجاز هذه المذكرة بهدف دراسة تقنيات دعم و تصليح المنشآت المركبة، تهتم أيضا بتحليل اجهادات القص و النزاع في طبقة اللصق من هيكل مركب تم إصلاحه أو تدعيمه بتثبيت قطعة مركبة عن طريق الإلصاق. إنّ المعرفة الجيدة لحالة الإجهاد في هذا الجزء الذي يمثل الحلقة الأضعف في المجموعة (البنية-الغراء-القطعة)، يمكن من تصميم إصلاح جيد، في نفس هذا المحور، انصب اهتمامنا في دراسة تأثير بعض المعايير و التي من بينها الخصائص الهندسية والميكانيكية للقطعة المركبة، وكذا سمك طبقة الإلصاق، على تطور هذه الاجهادات. خلال هذه الدراسة تم تسليط إجهاد شد أحادي المحور على الهيكل المركب المراد تدعيمه أو إصلاحه. في حالة التدعيم يتم الإلصاق على وجه أو كلا الوجهين من الهيكل (تثبيت لفة بسيط أو مضاعف)، في حين أنه في حالة الإصلاح، يستعمل تثبيت سوار بسيط أو مضاعف. إن مادة الهيكل التالف المعني في دراستنا هو مركب ذا مصفوفة من الألمنيوم تحتوي على جسيمات كربيدات السليكون. القطعة المركبة المستعملة غالبا من اجل الدعم و التصليح عن طريق الإلصاق و المعنية في هذه الدراسة هي ذات ألياف أحادية الاتجاه كربون/ايبوكسي. في المقابل، طبقة اللصق الرابطة بين الهيكل و القطعة المركبة، مختارة من صمغ الايبوكسي المرموز له ب FM73. النتائج المتحصل عليها تبين ضعف مقاومة التثبيت في حالة اللف البسيط أو المضاعف عند طرفي القطعة المركبة. في المقابل، اجهادات النزاع أو القص تتناقص عند تثبيت السوار ولكنها تتزايد بشدة في منطقة الوصل.

Nomenclature :

C : Matrice de rigidité

D : Rigidité à la flexion

E : Module de Young

G : Module de cisaillement

L : Longueur de la structure

ℓ : Longueur du patch

M : Moment de flexion

N : Effort normal dû a la charge de traction

P : Charge de traction

p_{\max} : Charge de traction à la rupture

S : Matrice de souplesse

t : Épaisseur

u : Déplacement

V : Effort verticale

W : Déflexion

τ : Contrainte de cisaillement

$\tau_y^{(A)}$: Contrainte limite élastique de l'adhésive

σ_{∞} : Contrainte dûe au chargement P

σ_0 : Contrainte au niveau de l'interruption

$\gamma^{(A)}$: Déformation angulaire de l'adhésive

$\gamma_y^{(A)}$: Déformation limite élastique angulaire de l'adhésive

dx : Longueur d'un élément de l'ensemble

$\sigma^{(A)}$: Contrainte de pelage dans l'adhésive

$\sigma_{\max}^{(A)}$: Contrainte de pelage maximale

$\tau_{\max}^{(A)}$: Contrainte de cisaillement maximale

\hat{e} : Excentricité

ν : Coefficient de Poisson

ε : Déformation

σ : Contrainte

Indices :

A: adhesive

P: patch

S: structure

Y: limite élastique

i,j,k,l: indices répétitives

H: extérieur du patch

I: intérieur du patch

Exposants :

(A): adhésive

Liste des Figures

Figure 1.1 : Eléments d'un matériau composite

Figure 1.2 : Constitution d'un matériau composite

Figure 1.3 : Fibre de carbone

Figure 1.3 : Présentation de l'interface, matrice, et fibre

Figure 2.1 : Différents types de fissuration de la matrice
(longitudinale, transversale)

Figure 2.2 : Phénomène de décohésion fibre-matrice

Figure 2.3 : Phénomène de propagation de la fissure

Figure 2.4 : Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface)

Figure 2.5 : Phénomène de propagation de la fissure
(cas d'une très bonne interface)

Figure 2.6 : Mécanisme de délaminage

Figure 2.7 : Mécanisme rupture de fibre

Figure 2.8 : Ailerons ventraux de l'avion F-16) faits en (6092/SiC/17.5p

Figure 2.9 : Couronnes du rotor principal de l'EC 120 Eurocopter
(2009/SiC/15p)

Figure 2.10 : Composite à matrice Al et particules SiC

Figure 2.11 : Cavité de corrosion au sein d'une interface d'un composite Al/C

Figure 2.12 : Propagation de la fissure dans un composite à matrice métallique
(cas d'une forte interface)

Figure 2.13 : Propagation de la fissure dans un composite à matrice métallique
(cas d'une faible interface)

Figure 2.14 : Différents modes de rupture, (a) : mode I (b) : mode II (c): mode III

Figure 2.15 : Représentation des variables θ, r

Figure 3.1 : Matériau isotrope transverse

Figure 3.2 : Chargement longitudinal d'une cellule élémentaire

Figure.3.3 : Chargement transversal d'une cellule élémentaire

- Figure 3.4 : Chargement longitudinale d'une cellule élémentaire
- Figure 3.5 : Déformation du volume élémentaire sous l'effet de contrainte de cisaillement ϵ
- Figure 4.1 : Illustration d'un endommagement à l'encastrement de la voilure de l'Alphajet
- Figure 4.2 : Quelques configurations des types de joint.
- Figure 4.3 : Configuration d'un joint double recouvrement
- Figure 4.4 : Configuration d'un joint double bracelet
- Figure 4.5 : Équilibre des forces horizontales dans un élément dx
- Figure 4.6 : Zones élastique et plastique pour une configuration double recouvrement
- Figure 4.7 : Idéalisation de l'adhésif
- Figure 4.8 : Zone élastique et plastique pour une configuration double bracelet
- Figure 4.9 : Géométries d'analyse des contraintes de pelage pour un joint double recouvrement
- Figure 4.10 : Configuration du joint simple recouvrement et simple bracelet
- Figure 4.11 : Déformée d'un joint simple recouvrement
- Figure 4.12 : Distribution des moments pour un joint simple bracelet
- Figure 4.13 : Analyse des contraintes agissant sur un élément dx
- Figure 4.14 : Assemblage par collage et rivetage
- Figure 5.1 : Schéma représentatif de l'organigramme du programme CCJRB
- Figure 5.2 : Distribution de la contrainte de cisaillement dans un joint double Recouvrement
- Figure 5.3 : Distribution de la contrainte de cisaillement dans un joint double bracelet
- Figure 5.4 : Variation de la contrainte de pelage dans un joint double bracelet
- Figure 5.5 : Variation de la contrainte de pelage dans un joint double Recouvrement et double bracelet

Figure 5.6 : Variation au centre du joint (configuration simple recouvrement)

Figure 5.7 : Évolution de la contrainte de cisaillement (cas du joint simple Recouvrement et simple bracelet)

Figure 5.8 : Évolution de la contrainte de cisaillement (cas du joint simple bracelet)

Figure 5.9 : Variation de la contrainte de pelage au centre d'un joint simple bracelet)

Figure 5.10 : Variation de la contrainte de pelage au bord libre des deux joints simple recouvrement et simple bracelet

Figure 5.11 : Évolution du moment de flexion (cas d'un joint simple recouvrement)

Figure 5.12 : Évolution du moment de flexion pour des charges importantes (cas d'un joint simple recouvrement)

Figure 5.13 : Variation de la contrainte de pelage maximale en fonction des caractéristiques élastiques et géométriques du patch à double recouvrement ou à double bracelet

Figure 5.14 : Variation de la contrainte de cisaillement maximale en fonction des caractéristiques élastiques et géométriques du patch à double recouvrement ou à double bracelet

Figure 5.15 : Variation de la contrainte de cisaillement du patch à double bracelet à différentes caractéristiques élastiques et géométriques

Figure 5.16 : Variation de la contrainte de pelage du patch à double bracelet à différentes caractéristiques élastiques et géométriques

Figure 5.17 : Évolution de la contrainte de pelage maximale pour de différentes caractéristiques géométriques du patch (double recouvrement)

Figure 5.18 : Évolution de la contrainte de cisaillement maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double recouvrement et double bracelet)

Figure 5.19 : Évolution de la contrainte de cisaillement maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double bracelet)

Figure 5.20 : Évolution de la contrainte de pelage maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double bracelet)

Figure 5.21 : Évolution de la contrainte de cisaillement pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double recouvrement)

Figure 5.22 : Évolution de la contrainte de cisaillement pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double bracelet)

Figure 5.23 : Évolution de la contrainte de pelage pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double recouvrement)

Liste des tableaux

Tableau 1.1. Propriétés mécaniques et caractéristiques élastiques des résines

Tableau I.2. Différents types de Fibres de verre

Tableau 1.3. Propriétés de quelques éléments renforts

Tableau 2.1. Caractéristiques des composites à matrice d'aluminium

Tableau 4.1. Exemples de réparations par patch composites effectuées
par «RAAF»

Tableau 5.1. Propriétés mécaniques de l'ensemble (structure-colle-patch)

Sommaire

Introduction générale	1
Chapitre 1 : Généralité sur les matériaux composites	
1.1/ Introduction.....	4
1.2/ Éléments composants	5
1.2.1/ Les matrice.....	6
a / Les thermoplastiques.....	6
b / Les thermodurcissables.....	6
1.2.2/ Les renforts.....	7
a / fibre de verre.....	8
b / Fibre de carbone	9
c / Les fibres aramides	9
d / .Fibres céramiques.....	10
e / Les autres types de fibres.....	10
1.2.3/ Interface.....	11
1.3/ Les matériaux composites structuraux.....	12
1.4/ Avantages des composites.....	14
1.5 / Applications des matériaux composites.....	14
1.5.1/ Industrie aérospatiale.....	15
1.5.2/ Industrie des transports terrestres et maritime.....	16
1.5.3/ Industrie des articles de sport.....	16

Chapitre 2 : Principes d'endommagement et de rupture des matériaux.

2.1/ Introduction.....	18
2.2/ Définition d'endommagement.....	18
2.3/ Mécanismes d'endommagement.....	19
2.3.1/ Fissuration de la matrice.....	19
2.3.2/ Décohésion fibre-matrice.....	20
2.3.3/ Délaminage.....	22
2.3.4/ Rupture de fibre.....	23
2.4/ Présentation du matériau à étudier.....	23
2.4.1/ Propriétés des CMM.....	23
2.4.2/ Endommagement des CMM.....	27
2.5/ Éléments de base de la théorie de la rupture.....	28

Chapitre 3: Comportement mécanique des matériaux composites

3.1/ Introduction.....	31
3.2/ Relation contraintes- déformations.....	31
3.2.1/ Matériau anisotrope.....	32
3.2.2/ Matériau orthotrope.....	34
3.2.3/ Matériau isotrope transverse.....	35
3.2.4/ Matériau isotrope.....	36
3.3/ Propriétés élastiques d'un pli unidirectionnel.....	36
3.3.1/ module d'élasticité longitudinal.....	37
3.3.2/ Module d'élasticité transversal.....	38

3.3.3/ Coefficient de poisson.....	39
3.3.4/ Module de cisaillement.....	40
3.4/ Détermination du module d'élasticité d'un composite Mât.....	41

Chapitre 4: Théorie et principe de renforcement et de réparation de structures Composites

4.1/ Introduction.....	44
4.2/ Types de joints de collage.....	46
4.3/ Analyse des contraintes dans la couche adhésive.....	47
4.3.1/joint double recouvrement-double bracelet.....	47
4.3.1.1/ analyse élastique.....	48
4.3.1.2/ Analyse élasto-plastique.....	52
4.3.2/ Joint simple recouvrement-simple bracelet.....	59
4.3.2.1/Détermination du moment de flexion.....	59
4.3.2.2/ Détermination de la contrainte de pelage.....	63
4.3.2.3/ Détermination de la contraintes de cisaillement.....	68
4.4/ Objectif des réparations.....	72
4.5/ processus de réparation par collage.....	72
4.5.1/ Évaluation des dommages.....	72
4.5.2/ Conception de réparation.....	73
4.5.3/ Installation de la réparation.....	73
4.6/ avantage de la réparation par collage.....	74

Chapitre 5: Étude paramétrique de la structure réparée (Al/SiC-Carbone/époxyde-FM73)

5.1/ Introduction	76
5.2/ Propriétés de l'ensemble (Al/SiC-C/époxy-FM 73)	76

5.3/ Étapes de calcul :.....	78
5.4 / Discussion des résultats :.....	79
5.4.1/ Effet des caractéristiques élastiques et géométriques du patch :.....	88
5.4.2/ Effet de l'épaisseur du patch :.....	91
5.4.3/ Effet de l'épaisseur de la couche adhésive :.....	93
Conclusion générale :.....	96
Références bibliographique :.....	98

Introduction générale :

Les pièces et structures mécaniques, que nous utilisons et manipulons quotidiennement, sont toutes constituées d'une matière donnée, choisie pour sa bonne adaptation à la fonction de l'objet en question et au procédé utilisé pour lui conférer la forme souhaitée. La notion de matériau est donc rigoureusement indissociable de l'intérêt que peut présenter la substance en question pour la réalisation d'une pièce finie. Le matériau est alors un élément de base constituant la structure qui doit résister aux différentes sollicitations.

Les matériaux composites, au sens le plus courant du terme, sont un ensemble de matériaux de synthèse conçus et mis en œuvre essentiellement pour des applications structurales, de façon à ce que la fonction mécanique est dominante. Ces matériaux trouvent de plus en plus d'application pour la réalisation des pièces structurales de dimensions diverses, dans de nombreux secteurs industriels tels que l'aéronautique, biomédical...etc.

Dans ce but, il est devenu inévitable d'avoir une meilleure connaissance possible de ces matériaux, en terme de microstructure et de propriétés mécaniques, afin de pouvoir suivre l'évolution de ces derniers sous l'action des sollicitations pour identifier les phénomènes d'endommagement, leurs initiation et leurs développement jusqu'à rupture. Plusieurs recherches ont vu le jour ces dernières décennies traitant le problème d'endommagement des matériaux composites, et leurs modes de réparation. On peut citer les travaux d'Erdogan et Arin [1] et Ratwani [2]. L'intérêt d'utilisation d'un patch à deux dimensions a été d'abord traité analytiquement par Rose [3], et aussi Soutis[4]. Cette technique de réparation a intéressé aussi d'autres chercheurs tels que Atluri [5], Bottega et Loia [6]. Leurs contributions ont abordé la conception et l'analyse des réparations soient par rivetage, boulonnage ou collage. Des efforts parallèles, dans le développement de méthodes analytiques pour les réparations des structures composites, ont également été déployés dans les dernières décennies, dont on peut citer les œuvres d'Engels et Becker [7] et Oterkus et al [8].

Diverses méthodes de réparations existent, dont la mise en place de patchs boulonnés ou rivetés. L'inconvénient de ces méthodes réside cependant dans le champ singulier de contraintes qui apparait dans les liaisons. Afin d'éviter les concentrations de contraintes, une solution possible consiste alors à coller un patch composite sur la région défectueuse de la structure afin de mieux renforcer la zone endommagée et retarder ainsi le phénomène de rupture et augmenter par la suite la durée de vie de la structure.

La résolution de tels phénomènes d'endommagement par réparation et la recherche de méthodes de renforcement de structures font l'objet de notre étude. De telles solutions, ou

méthodes permettent d'apporter de gains économiques aux entreprises de construction, en évitant le jet de pièces endommagées par réparation, et en récupérant d'autres par renforcement.

Notre mémoire a pour but de montrer l'efficacité de la réparation des matériaux endommagés comme une solution prometteuse. Comme les matériaux composites se différencient des matériaux classiques par leur légèreté et leur haute résistance, ils ne se récupèrent pas après endommagement. Pour cette raison qu'on a fait appel durant notre contribution aux méthodes réparatrices, représentées par le collage d'un joint simple ou double bracelet, ou préventives par renforcement de la structure avec un patch collé sur une face (simple recouvrement), ou sur les deux faces (double recouvrement). Afin d'atteindre notre objectif, le mémoire est composé de cinq chapitres, d'une introduction générale, et d'une conclusion.

Le premier chapitre définit les matériaux composites, leurs propriétés mécaniques remarquables, et leurs différentes applications dans le domaine industriel. Une telle présentation est nécessaire pour mieux concevoir l'ensemble joint (pièce à réparer-patch-colle) dont les éléments : pièce à réparer et patch sont en matériaux composites.

On a réservé le deuxième chapitre à l'étude du phénomène d'endommagement et processus de rupture des structures mécaniques. Après définition de ce problème, on a présenté les différents types et principales causes d'endommagement provoquant ses premières apparitions dans les matériaux composites. Du fait que le matériau étudié constituant la structure endommagée est un composite à matrice d'Aluminium renforcée par des particules de carbures de Silicium, on a présenté, quelques propriétés des composites à matrice métallique (CMM) et leurs modes d'endommagement et enfin de ce chapitre, on a défini les éléments de base du phénomène de la rupture.

Par ailleurs, on a présenté dans le troisième chapitre, les lois de comportement des matériaux composites surtout ceux composant l'ensemble joint tels que les propriétés élastiques d'un unidirectionnel et d'un composite mâle. Ces deux matériaux à comportements orthotropes et isotropes sont considérés dans cette présente étude, dont le premier, qui représente le patch, est à matrice époxyde renforcée par des fibres unidirectionnelles de carbone alignées dans une seule direction, le second est le matériau constituant la structure endommagée (Al/SiC).

En revanche, le quatrième chapitre est consacré à la présentation des principales méthodes de réparation des structures composites avec une comparaison entre elles, surtout dans le domaine d'application. Durant cette étape, on précise les différentes phases de conception par collage d'un patch composite et leurs diverses dispositions et intérêts d'utilisation. Les équations mathématiques régnant dans les différentes configurations de joints, telle que le renforcement par

simple et double recouvrement et la réparation par simple et double bracelet, seront aussi développées

Enfin, le dernier chapitre consiste en l'étude paramétrique du comportement mécanique de l'ensemble joint, composé de la pièce composite à renforcer ou à réparer (Al/SiC), d'un patch composite en carbone/époxyde et d'une couche adhésive (résine époxyde). L'ensemble, soumis à l'action d'une traction uniaxiale, 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. Un code de calcul a été établi permettant d'aboutir aux résultats et les représenter graphiquement avec une interprétation plus explicite.

1.1/ Introduction :

Le mot composite, dans le terme matériau composite, signifie que deux matériaux ou plus sont combinés à une échelle macroscopique nettement inférieure à celle de la pièce pour former un troisième matériau. Une interphase se crée entre les deux constituants et aura pour rôle de transmettre les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement d'où l'établissement d'une bonne adhérence (Figure 1.1).

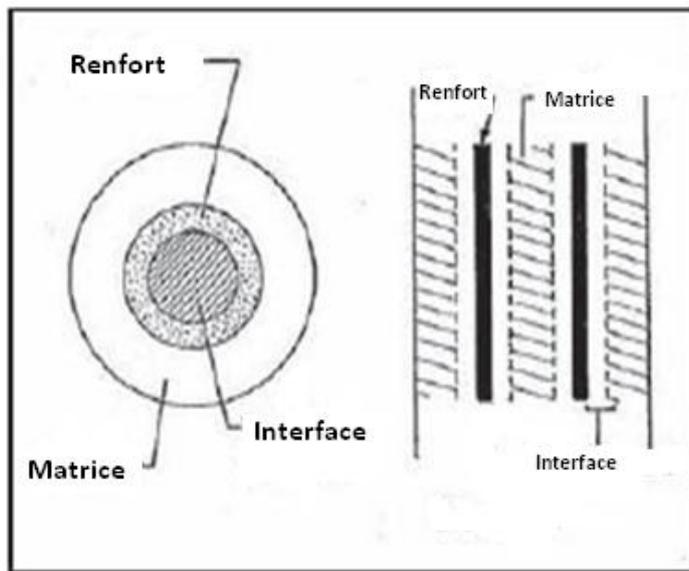


Figure 1.1 : Éléments d'un matériau composite

L'identification des composants peut être identifiée à l'œil nu, mais il existe différents matériaux qui sont combinés à l'échelle microscopique, telle que les alliages des métaux. Le matériau qui résulte est en pratique homogène macroscopiquement, et ces composants ne peuvent être considérés qu'un seul élément.

L'avantage de l'utilisation d'un matériau composite s'il est bien conçu, est qu'il possède des propriétés supérieures à celle des éléments qui le constituent. Parmi les propriétés améliorées en formant les matériaux composites on peut citer : résistance, rigidité résistance à la corrosion légèreté, résistance au vieillissement.....etc.

Toutes ces propriétés ne peuvent être améliorées en même temps, car l'ensemble ne peut plus être une obligation pour être réalisé, et en réalité certaines entre elles se contredisent,

comme la conductivité thermique et l'isolation thermique. L'objectif tout simplement est d'élaborer un matériau ayant les caractéristiques nécessaires pour accomplir la tâche de conception.

1.2/ Éléments composants :

Un matériau composite, comme il est représenté dans la Figure 1.2 est constitué essentiellement d'un matériau fibreux, jouant le rôle de renfort (armature, squelette...), et il assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité), souvent de nature filamentaire (fibres organiques ou inorganiques) et, un matériau résineux, appelé matrice, qui lie les fibres renforts, répartit les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure une bonne protection chimique du matériau.

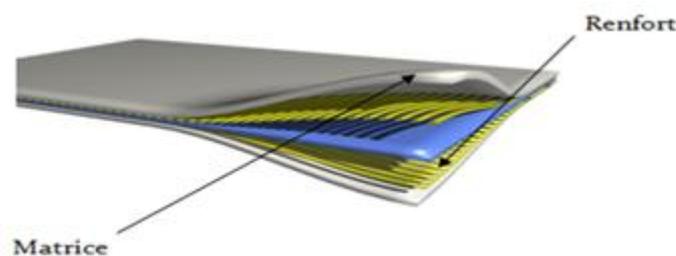


Figure 1.2 : Constitution d'un matériau composite

Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites que l'on classe généralement en trois familles en fonction de la nature de la matrice [9]

- Les composites à matrices organiques (CMO) qui constituent, de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle.
- Les composites à matrices céramiques (CMC) réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme dans les domaines spatial, nucléaire et militaire, ainsi que le freinage.
- Les composites à matrices métalliques (CMM).

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

Généralement, la mise en œuvre d'un matériau composite se fait selon un rapport renfort-matrice de 3/7 [10]. En plus, les deux entités doivent être compatibles, sinon des modifications sont apportées sur le renfort pour le rendre compatible.

En fait, le marché des matériaux composites est caractérisé par le pouvoir d'innovation. Par exemple, il n'y a pas d'Airbus A380 sans composites [11]. On peut aussi citer les progrès obtenus sur les skis, les raquettes de tennis, les coques des bateaux, les pneumatiques de l'isolation ou les emballages. L'innovation tient aux performances mais plus encore à l'adaptabilité quasi parfaite du composite à la fonction requise. C'est un matériau conçu à la carte et en même temps que la structure fabriquée.

1.2.1/ Les matrices :

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

Il existe plusieurs types de résines classées en deux grandes familles: les thermoplastiques et les thermodurcissables. Une nouvelle classe de résines, ayant les propriétés des deux précédentes familles, a vu le jour, il s'agit des thermostables.

a / Les thermoplastiques :

Les thermoplastiques sont des chaînes polymères reliées entre elles par de faibles liaisons. Ils sont recyclables et possèdent au moins un solvant. Les thermoplastiques représentent le plus grand tonnage en termes de production à cause de leur facilité de mise en œuvre et des faibles coûts. Ce sont principalement les plastiques traditionnels (le polychlorure de vinyl PVC, le polyéthylène PVC, le polyéthylène PE, le polypropylène PP, le polyamide PA, les polycarbonates PC, etc.). Leur recyclabilité et leur thermo réversibilité constituent des avantages très importants. Il existe aussi des thermoplastiques à usage spécifique qui peuvent résister à des températures de l'ordre de 200°C et même plus.

b / Les thermodurcissables :

Les thermodurcissables sont des polymères qui ne peuvent être mis en forme qu'une seule fois mais possèdent des propriétés mécaniques et thermomécaniques élevées par rapport aux thermoplastiques. On retrouve dans cette famille les polyesters insaturés (vinylester, les dérivés allyliques, les polyesters condensés, etc.), les résines époxydes, les résines de condensation (les phénoliques, les aminoplastes, les furaniques,... etc).

Le Tableau 1.1 résume les caractéristiques élastiques et propriétés mécaniques des résines thermoplastiques TP et thermodurcissables TD [12].

Résines	nom	ρ (kg/m ³)	E (MPa)	ν	R (MPa)	α $\mu\text{m}/\text{m}^\circ\text{C}$
	Polyester	1300	3800	0.37	88	100
	Vinylester	1200	3500	0.35	81	65
TD	Epoxide	1220	5200	0.38	121	40
	Silicone	1550	1000	0.45	3	30
	Polyimide	1217	3450	0.35	80	36
	Phénolique	1350	3000	0.36	70	80
	Polyamide	1130	1900	0.33	70	85
TP	Polycarbonate	1100	2300	0.33	60	70
	Polyester saturé	1310	2800	0.33	55	90
métaux	Aluminium	2630	69000	0.33	358	23
	Acier XC10	7850	210000	0.29	1000	10
	Cuivre	8940	119000	0.30	350	17
	Magnésium	1660	42000	0.30	280	25

Tableau 1.1 : Propriétés mécaniques et caractéristiques élastiques des résines

Il est à noter que dans les résines, des charges et des additifs y sont fréquemment incorporés. Leur rôle est d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques, de diminuer les coûts et de faciliter leur mise en œuvre ou en forme. Les taux de charges rencontrés dans les résines sont de quelques dizaines de % et les additifs de quelques pourcent.

Comme exemple de charge utilisée, on peut citer les microbilles de verre creuses et le noir de carbone ; et comme additifs, les agents de démoulage et lubrifiants, les agents anti UV et anti retrait, les colorants et pigments.

1.2.2/ Les renforts :

Le renfort est le squelette supportant les efforts mécaniques. Le but des renforts dans les matériaux composites est essentiellement d'accroître leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc.) et d'améliorer des propriétés physiques, tels que les comportements au feu, la tenue en température (conservation des caractéristiques mécaniques à haute température) ou les propriétés électriques. Outre les propriétés mécaniques élevées qu'ils procurent, les caractéristiques recherchées dans les renforts sont une masse volumique faible,

une compatibilité avec les matrices et une facilité de mise en œuvre. Les renforts peuvent provenir d'origines diverses (animale, végétale, synthétique, etc.).

Il peut se présenter sous de nombreuses formes : fibres courtes ou particules (mat) ou fibres continues (unidirectionnel, tissus ou textures multidirectionnelles). Chacune d'entre elles s'impose dans une application particulière en raison de ses propriétés spécifiques et de son prix.

Il existe plusieurs types de renforts fibreux :

a / fibre de verre :

Actuellement, la fibre de verre est le renfort le plus utilisé dans les matériaux composites en raison du rapport performance mécanique/prix. Les caractéristiques majeures de ces fibres de verre sont répertoriées dans le Tableau 1.2 [13].

type	Caractéristiques générales
A	Haute teneur en alcali
C	Bonne résistance chimique
D	Hautes propriétés diélectriques
E	A usage général ; bonne propriétés électriques
R, S	Haute résistance mécanique

Tableau 1.2 : Différents types de Fibres de verre

Suivant leur composition, on distingue généralement différents types de verre, notamment le verre E qui rassemble presque l'ensemble de la production ($\cong 98\%$) ; le reste étant réparti entre les verres A, C, D, R et S qui sont utilisés pour des applications spécifiques.

Ces fibres sont composées principalement d'oxydes, généralement de silice (SiO_2), d'alumine (Al_2O_3), de magnésie (MgO), de chaux (CaO) et d'oxyde de bore (B_2O_3). On y retrouve aussi d'autres oxydes (Fe_2O_3 , K_2O , TiO_2 , etc.) et du fluor en très faibles proportions. Les propriétés mécaniques des fibres de verres sont assez intéressantes. Par exemple, leur module d'élasticité

avoisine les 100 GPa et leur contrainte à la rupture est de l'ordre de 3 à 4 GPa. Leur problème majeur réside cependant dans leur recyclabilité

b / Fibre de carbone :

Les fibres de carbone ont la structure du graphite. Elles proviennent de fibre acrylique et du brai. Actuellement, il existe deux procédés de préparation de la fibre de carbone : l'une des voies permet d'obtenir les fibres de types HM (Haut Module) et THM (Très Haut Module), l'autre donne les fibres HR (Haute résistance) et HT (Haute Ténacité). Une étape de graphitisation, réalisée après les étapes d'oxydation et de carbonisation, dans le procédé de préparation des fibres HM et THM différencie les deux voies. La graphitisation permet d'obtenir les fibres HM et THM. La Figure 1.2 montre une fibre de carbone qu'on trouve dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production. Les modules d'élasticité de ces fibres sont de quelques centaines de GPa.

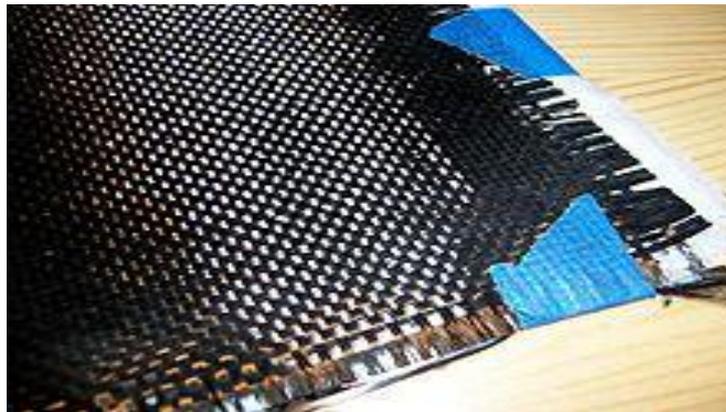


Figure 1.3 : Fibre de carbone

c / Fibres aramides :

Les plus connues sont les fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". Le comportement des fibres aramides est semblable à celui des métaux car sous faible charge elles sont élastiques et deviennent plastiques quand elles sont soumises à de fortes contraintes. Elles constituent un bon compromis entre les fibres de carbone et celles à base de verre. Les fibres aramides ont une bonne tenue au feu. Par contre, lors de leur renforcement des composites, on observe une faible résistance à la compression et à la flexion, du fait d'une mauvaise adhérence avec les résines. C'est pourquoi de nouvelles fibres hybrides, en l'occurrence des fibres verre-kevlar et carbone-kevlar, sont élaborées pour améliorer leur

adhérence. Les fibres aramides sont exploitées industriellement en vertu de leur résistance au choc et de leur légèreté. Elles entrent dans la composition des produits de protection (blindages, gilets pare-balle, casques, gants, etc.) mais aussi des articles de sport (raquettes de tennis, les pièces de skis), et dans nombreux autres produits de l'industrie aéronautique.

d / Fibres céramiques :

Les renforts céramiques sont des fibres de type carbure, borure et nitrure. Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication. Elles sont utilisées dans des applications très spécifiques travaillant à haute température et sous atmosphère oxydante (spatial et nucléaire). Les plus couramment produites sont : les fibres de bore, les fibres carbure de silicium, les fibres de bore-carbure de bore (B₄C) et les fibres de bore-carbure de silicium : (BorSiC).

Ces fibres possèdent des caractéristiques mécaniques assez bonnes et se conservent à des températures pouvant aller de 500°C à 1000°C. Les fibres céramiques sont souvent associées à des résines thermodurcissables de type époxyde à cause de leur bonne adhérence avec ces dernières. Elles peuvent également être mélangées avec des thermoplastiques. Dans cette catégorie de renfort une nouvelle génération de fibres est développée par un procédé similaire à celui des fibres de carbone. Ces nouvelles fibres possèdent, en plus des caractéristiques des fibres usuelles de la famille, une tenue en température plus élevée (1200°C à 1600°C). C'est le cas des fibres en carbotitanate de silicium (SiCTi) appelées tyranno.

e / Autres types de fibres :

Cette partie rassemble toutes les fibres qui ne se retrouvent pas dans les autres groupes. Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique). Ces fibres possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Les fibres concernées sont :

- les fibres d'origine végétale (cellulose, lin, chanvre,... etc.).
- les fibres d'origine minérale (amiante, silice).
- les fibres synthétiques (tergal, dacron, etc.) issus des polyesters, de polypropylène ou de polyéthylène ;
- les fibres métalliques (acier, cuivre, aluminium) qui sont utilisées souvent avec des matrices métalliques.

Ces fibres sont appréciées pour diverses raisons par exemple :

- leur prix de revient assez bas.
- leur haute capacité d'isolation thermique.

- leur bonne conductivité thermique et électrique.
- leur propriété d'isolation acoustique.

Matériau	Module d'Young (GPa)	Résistance en traction (MPa)	Masse volumique (kg/m ³)	Température d'utilisation max (°C)	Allongement à rupture (%)
Verre R	80	2500	2500	650	3
Kevlar 49	130	3600	1450	200	2
Carbone HM	400	2000	1900	2500	
Bore	400	3500	2650	700	0,8
SiC (fibre)	480	2300	3200	900	0,5
SiC (trichite)	840	21000	3200	1600	2,5

Tableau 1.3 : Propriétés de quelques éléments renforts

1.2.3 / Interface :

L'interface renfort-matrice est souvent considérée comme une surface de contact, mais ce n'est pas une surface au sens géométrique du terme. Elle assure la compatibilité renfort-matrice et l'adhésion, en transmettant les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif (interface). A cause de sa structure, l'interface peut être considérée d'un point de vue mécanique, comme un point faible du composite [14]. Dans le transfert d'effort orienté dans le sens de l'axe de la fibre, l'interface est considérée comme une couche de cisaillement. Lorsqu'il n'y a pas de décohésion interfacial, le comportement est élastique : le cisaillement interfacial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au niveau de leurs parois.

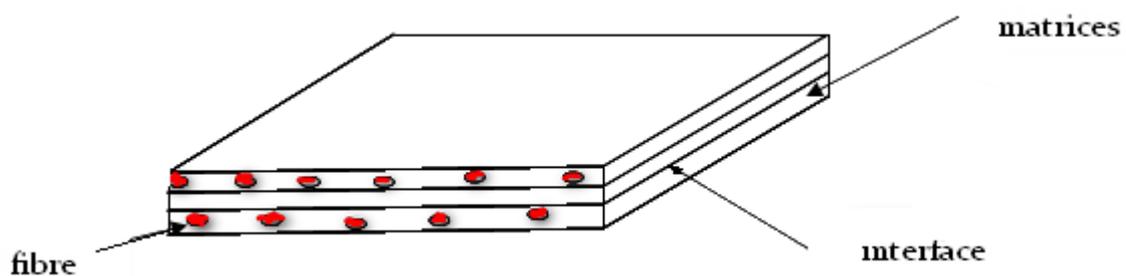


Figure 1.4 : Présentation de l'interface, matrice et fibre

1.3/ Les matériaux composites structuraux :

La rigidité d'un composite est conditionnée par le nombre et l'empilement des couches, leur nature et leur séquence d'empilement. Ils sont généralement sous forme de :

❖ Monocouche ou pli : il représente l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées ou à fibres courtes.

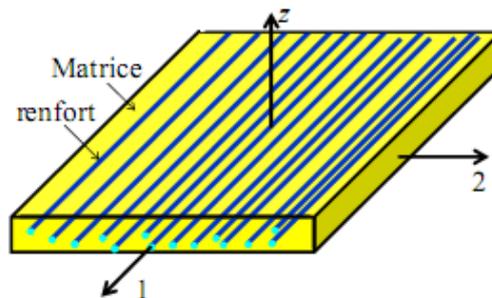


Figure 1.5 : Schéma d'un pli

❖ Stratifié : un stratifié est constitué de l'empilement de deux ou plusieurs couches (appelées également plis) entreposées successivement, et se comportant comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres de faible section imprégnées de résine, et est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°). La séquence d'empilement du stratifié, désigne le nombre et l'orientation des couches successives en parcourant le stratifié d'une face à l'autre. Ainsi, un stratifié est dit unidirectionnel si, l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire, toutes les fibres sont alignées selon une seule direction. Par contre, un stratifié est multidirectionnel si les couches successives, sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que 0° tel, les multidirectionnels $[0/+45/-45/90/90/+45/-45/0]$. Le choix de l'empilement, et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. On pourra avoir des stratifiés de type :

- Équilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen, ayant la même orientation des fibres.
- Antisymétrique : stratifié comportant des couches ayant des orientations de fibres opposées
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

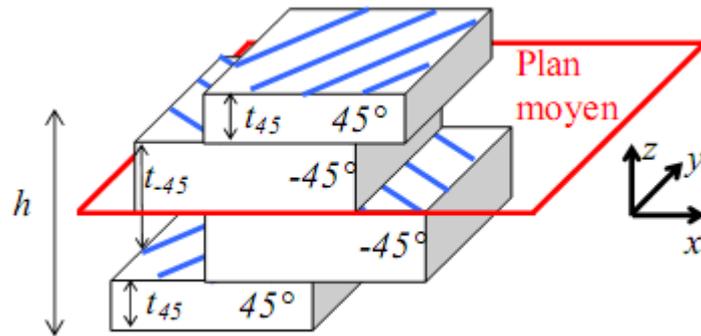


Figure 1.6 : Schéma d'un stratifié

❖ Sandwichs : Matériaux composés de deux semelles (ou peaux), de grande rigidité et de faible épaisseur, enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et de faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande résistance en flexion et c'est un excellent isolant thermique.

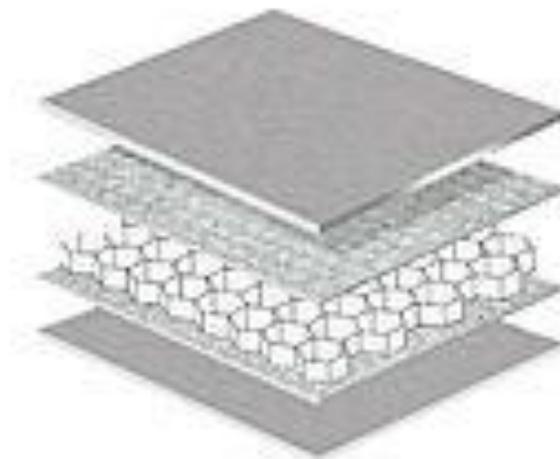


Figure 1.7 : Schéma d'un matériau sandwich

Les matériaux composites sont généralement obtenus par moulage. Les fibres sont imprégnées de résine et placées dans un moule. L'étape de compactage par l'application d'une certaine pression sur l'ensemble permet d'éliminer les bulles d'air existantes. A l'aide d'un durcisseur et même un accélérateur l'ensemble passe à l'étape de polymérisation afin qu'il durcisse dans un four sous une certaine température. Il existe plusieurs types de moulages tels que le moulage au contact, sous vide, centrifuge, et par enroulement filamentaire.

1.4 / Avantages des composites :

Les matériaux composites ont deux avantages majeurs, parmi beaucoup d'autres une meilleure résistance et rigidité, surtout en comparaison avec d'autres matériaux sur une unité de poids. Ces rapports résistance sur densité et rigidité sur densité sont dits respectivement résistance spécifique et rigidité spécifique. On peut fabriquer par exemple un matériau composite qui peut avoir la même résistance et rigidité que celle de l'acier, mais il sera 70% plus léger. Il existe d'autres matériaux composites avancés qui sont plus fort trois fois que l'aluminium, tel que le matériau des structures d'aéronef ne pesant que 60% de ce dernier [15]. En outre, les matériaux composites peuvent être adaptés pour répondre efficacement aux exigences de conception de résistance, de rigidité, et d'autres paramètres, tous dans des directions différentes. Ces avantages ont permis à de nouveaux modèles d'aéronefs et d'engins spatiaux de naître, qui ont été dans le passé irréalisable par des matériaux conventionnels. Toutefois, l'industrie aérospatiale a été attirée par le titane dans les années 1950 pour des raisons similaires, mais a constaté de graves inconvénients après l'investissement de plusieurs millions de dollars dans la recherche, le développement, et l'outillage. Cette expérience malheureuse avec le titane a provoqué une approche plus prudente, encore plus délibérément complète et bien équilibrée pour le développement des matériaux composite [16].

Le remplacement des matériaux classiques par des matériaux composites est motivé par un autre facteur qui est le gain de poids, ce gain de poids dans les structures aérospatiales est traduit par un gain dans le carburant. Récemment, l'effet de l'aérodynamique et du poids, réduit par les matériaux composites sur le gain du combustible est évalué. Il s'est avéré que les deux facteurs sont de la même importance.

1.5/ Applications des matériaux composites :

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Dans chacun des marchés d'application (automobile, bâtiment, électricité, équipements industriels,...), ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes.

Les matériaux composites offrent aux industriels des possibilités nouvelles d'associer fonction, forme et matériaux, au sein de réalisations des matériaux et systèmes de plus en plus performants et de mieux satisfaire des besoins parfois contradictoires (poids, fonctions...) auxquels les matériaux homogènes classiques répondent difficilement.

1.5.1/ Industrie aérospatiale

En aéronautique, les matériaux composites ont connus des applications courantes surtout dans la construction des pièces de structure primaires, les gouvernes et l'habillage extérieur ainsi de l'intérieur de l'aéronef[16].

L'utilisation de matériaux composites dans les constructions aéronautiques entraîne un gain de poids substantiel dont les gains de masse varient de 10 à 20%. Le poids de l'avion moyen-courrier BOEING 767 a été réduit, par l'emploi des composites, de 921 Kg par rapport à la solution métallique conventionnelle. De tels gains de poids sont déterminants pour optimiser la consommation de carburant d'appareils soumis à des cycles quotidiens élevés de décollages et d'atterrissages. Un gain de masse d'1Kg, sur la structure de l'avion AIRBUS A-310, entraîne la diminution de la consommation en carburant d'environ 120 litres/année d'exploitation et une augmentation du rayon d'action de l'appareil d'un mile nautique ainsi que sa vitesse de croisière.

Par l'introduction des matériaux composites dans la construction du gros porteur TRISTAR la société LOCKHEED a effectué une réduction importante du nombre d'éléments assembles par rivets de 175 éléments assembles par 40000 rivets pour une masse de totale au décollage de 363 tonnes à 18 élément assemblés par 5000 rivets pour une masse de 245 tonnes au décollage et obtenir par conséquent des surfaces lisses entraînant de meilleures performances.

Les matériaux composites sont aussi utilisés dans la construction spatiale (lanceurs ; navettes et satellites) à cause de leurs propriétés remarquables dont la haute résistance à l'élévation de température. Surtout ceux à fibres de carbone (dilatation nulle jusqu' à 600°C) et l'allègement. Les preuves sont les couts minimisés de 30000 \$ pour chaque Kg gagné dans la réalisation du lanceur de la fusée européenne ARIANE E S A. De plus Les matériaux composites sont essentiellement utilisés dans la réalisation de propulseur de poudre des lanceurs de satellites et de leurs tuyères d'éjection des gaz de propulsion.

1.5.2/ Industrie des transports terrestres et maritime :

L'intégration des matériaux composites dans l'industrie de l'automobile et des transports terrestres a pu réduire substantiellement la consommation de carburant au moyen de l'économie du poids obtenu. Les applications sont très nombreuses dans les domaines des transports [17]. Même ferroviaires avec la fabrication de nombreux éléments de carrosserie et des boucliers amortisseurs de choc placés à l'avant des motrices des T.G.V et qui présentent des performances supérieures en matière d'absorption d'énergie.

La société LOHEAC de transports routiers a pu réduire substantiellement sa consommation de carburant grâce à l'économie du poids obtenue en remplaçant les cabines conventionnelles de ses tracteurs par de nouveaux éléments moulés en une seule pièce. Cette innovation a permis de réduire le poids de la cabine de 875 Kg équipée en acier, à 455Kg seulement et de présenter une plus grande solidité et une meilleure résistance aux dégâts. Le saut technologique, réalisé grâce à l'introduction des matériaux composites dans la construction navale, a consacré une évolution fondamentale par rapport aux techniques de construction traditionnelle en bois. L'adoption de tels matériaux dans la construction des coques des bateaux a permis de procurer à la structure une haute résistance à l'usure et aux chocs répétés dans les vagues et aux collisions encaissées avec les corps flottants.

L'introduction de matériaux composites, tels que ceux renforcés par la fibre aramide Kevlar 49 associée à la fibre de verre-E conduisant à des propriétés mécaniques supérieures, a permis de diminuer le poids des structures de bateaux rapides (patrouilleurs, bateaux d'intervention ou de service) tout en ayant une résistance suffisante afin d'avoir pour résultat soit une augmentation de la vitesse pour une puissance donnée, soit une meilleure rentabilité pour la même vitesse ou soit l'utilisation d'une motorisation moins puissante .

1.5.3/ Industrie des articles de sport et de loisir :

De par, leur légèreté, leur bonne tenue à la fatigue statique et dynamique et leur stabilité dimensionnelle, les composites sont des matériaux idéaux pour la fabrication et la conception de très nombreux d'articles de sport et de loisirs [18], tels que les skis et les bâtons, les raquettes de tennis, les cannes à pêche et de hockey, les planches à voiles et leurs mats, les voiliers de plaisance, les arcs, les cadres de vélos, des instruments de musique, au lieu du bois qui ne pouvait plus faire face à la demande créée par la civilisation des loisirs, ou l'aluminium qui ne correspondait plus aux critères modernes de performance et d'endurance.

De nombreux résultats d'études confirment le haut degré d'amortissement des vibrations des skis sur neige qui confère au skieur le confort tout en conservant au produit ses caractéristiques essentielles. De plus, les matériaux composites permettent de concevoir des raquettes légères, très rigides et excellentes en fatigue dynamique qui confèrent au joueur une moindre sollicitation des muscles du bras et de moindre fatigue et plus de confort.

2.1/ Introduction :

Les matériaux composites sont conçus pour diverses applications thermo-structurales dans des domaines tels que l'aéronautique, les constructions civiles et l'industrie navale. Cette diversité d'applications industrielles est possible car ces matériaux peuvent supporter de manière satisfaisante tant les chargements mécaniques que d'autres types de sollicitations (abrasion, agents chimiques, hautes températures), issue des fonctionnalités spécifiques auxquelles sont destinées les structures impliquant ces matériaux, ou encore des environnements auxquels ces matériaux sont exposés.

Lors d'une sollicitation quelconque sur un matériau composite, le développement de l'endommagement au sein du matériau commence assez tôt. Dans un composite les premiers dommages détectés commencent à se développer à l'échelle microscopique lorsque l'effort localisé atteint la limite de rupture d'un des constituants ou celle de l'interface qui les relie. Les microfissures qui se développent sont habituellement trop petites pour causer la rupture finale du composite. Ainsi, un nombre important de ces microfissures s'accumulent dans le composite avant la rupture finale. Les paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres jouent un rôle très important dans la progression de l'endommagement. On peut constater aussi en conséquence que la nature de matrice et de la fibre jouent un rôle très essentiel dans le type et le mécanisme d'endommagement [19]. Certains composites sont fragiles mais montrent une très grande résistance dans des milieux agressifs (milieux corrosifs, températures élevées), inversement à d'autres qui sont ductiles mais moins résistants à la corrosion ou à l'augmentation de la température.

Le procédé global de la rupture dans les composites est souvent considéré comme un processus d'accumulation de différents types d'endommagements.

2.2/ Définition d'endommagement :

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

Un niveau d'endommagement peut être relié directement à des propriétés physiques parce que l'endommagement est caractérisé par des modifications en principe observables. Les phénomènes d'endommagement tels que les microdéformations, la dégradation des surfaces, les

microfissures, les microcavités, la corrosion, et le vieillissement. Sont tous observables, mais parfois ils sont difficiles à mettre en évidence.

2.3/ Mécanismes d'endommagement :

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

Il a été montré que la température, la vitesse de sollicitation, les chocs, la nature chimique d'un environnement agressif, le chargement monotone ou cyclique influencent l'évolution de l'endommagement. La ténacité de la matrice et la qualité de l'interface influence la résistance aux dommages [20]. Les mécanismes d'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en quatre principaux modes différents [21] selon le site où ils opèrent :

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

2.3.1/ Fissuration de la matrice :

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

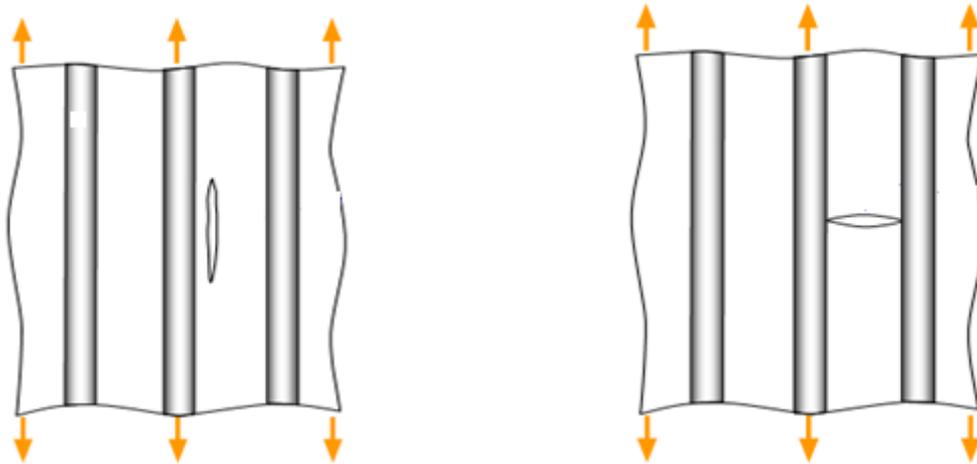


Figure 2.1 : Différents types de fissuration de la matrice (longitudinale, transversale)

2.3.2/ Décohésion fibre-matrice :

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

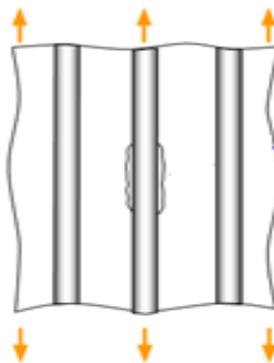


Figure 2.2 : Phénomène de décohésion fibre-matrice

Parallèlement, des fissures longitudinales apparaissent le long des axes du renfort (Dans ce cas, il intervient le phénomène de décohésion fibre-matrice Figure 2-2). L'intensité de la liaison matrice-fibre, en relation intime avec les propriétés de l'interphase et la compatibilité fibre-matrice, est le paramètre qui influe sur la longueur de décohésion selon le chargement appliqué.

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

- Dans le cas d'une interface très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohésion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance. (Figure 2.3)

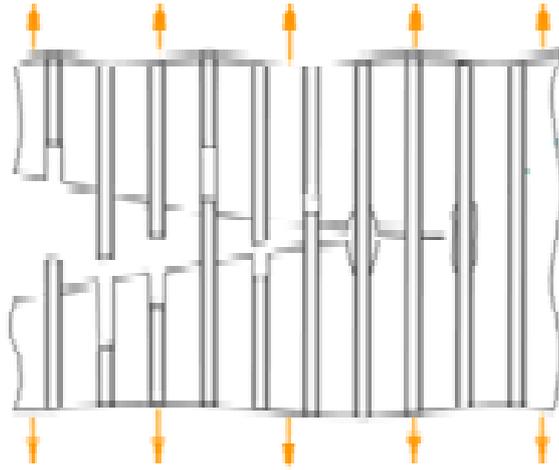


Figure 2.3 : Phénomène de propagation de la fissure

- lors d'une interface ayant des propriétés intermédiaires, présentée par la Figure 2.4 la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface ou une fissuration longitudinale de la matrice

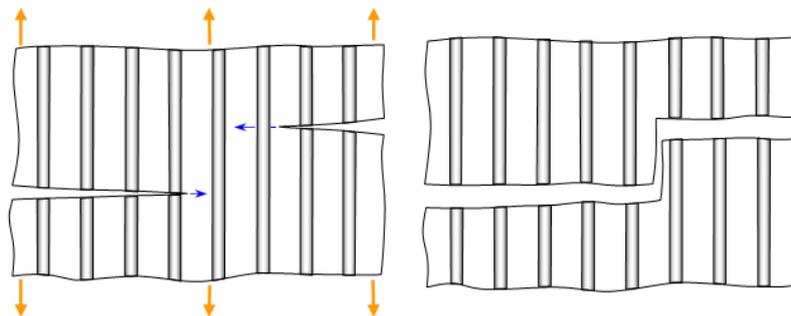


Figure 2.4 : Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface)

- Finalement dans le cas d'une interface très forte : Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée par rupture de fibres (figure2-5).

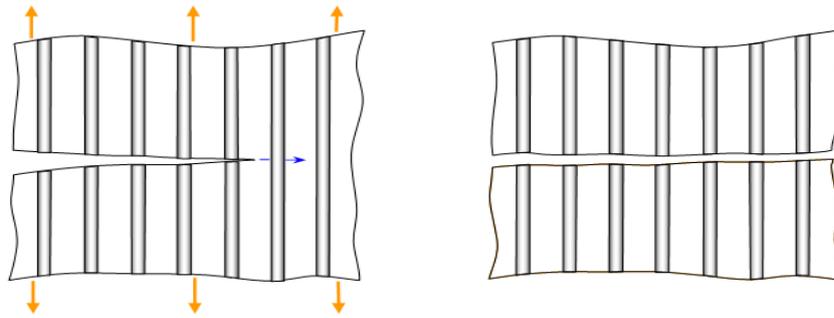


Figure 2.5 : Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une très bonne interface)

2.3.3/ Délaminage :

Dans le cas des stratifiés, dont les mécanismes d'endommagement ont été décrits précédemment (fissuration matricielle, décohésion, etc...), s'ajoute un autre mécanisme d'endommagement entre couche appelé délaminage, Figure 2.6.

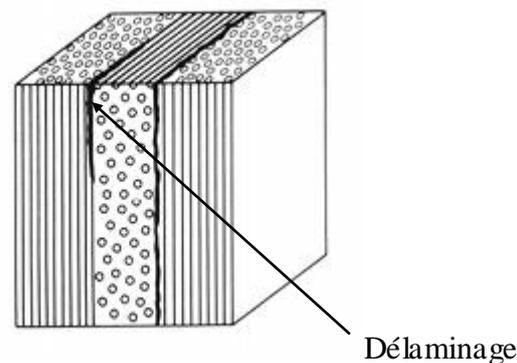


Figure 2.6 : Mécanisme de délaminage

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

2.3.4/ Rupture de fibres :

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_r (Figure 2.7). Cette rupture provoquera une concentration de contraintes au voisinage et une rupture des constituants voisins, et ce de proche en proche jusqu'à la ruine du volume sollicité.

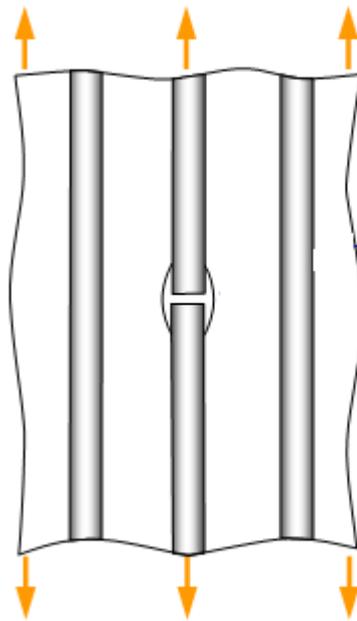


Figure 2.7 : Mécanisme rupture de fibre

2.4/ Présentation du matériau à étudier :

2.4 1/ Propriétés des CMM (Al/SiC) :

Les propriétés mécaniques des matériaux composites à matrice métallique suscitent l'intérêt des industriels depuis les dix dernières années. Ils occupent de plus en plus de place dans l'industrie notamment dans le domaine de l'aérospatial. Ils se retrouvent notamment sur l'avion militaire F-16 (les ailerons ventraux), l'Eurocopter, et les pièces de moteur [22]. Les Figures 2.8 et 2.9 montrent un exemple d'application des composites à matrice métallique. Les CMM ont de nouvelles propriétés comme : une meilleure tenue en température, de meilleures propriétés mécaniques, une meilleure tenue au vieillissement et au feu, une meilleure étanchéité aux gaz. Parmi les composites les plus utilisés sont les composites à matrice d'aluminium, et dont le composite spécifié dans cette présente étude, et utilisé comme étant le matériau de la

structure à réparer est un composite constitué d'une matrice d'alliage d'aluminium associé d'une phase dispersé de particules céramiques de carbure de silicium (Al/SiC).



Figure 2.8 : Ailerons ventraux de l'avion F-16 faits en 6092/SiC/17.5p

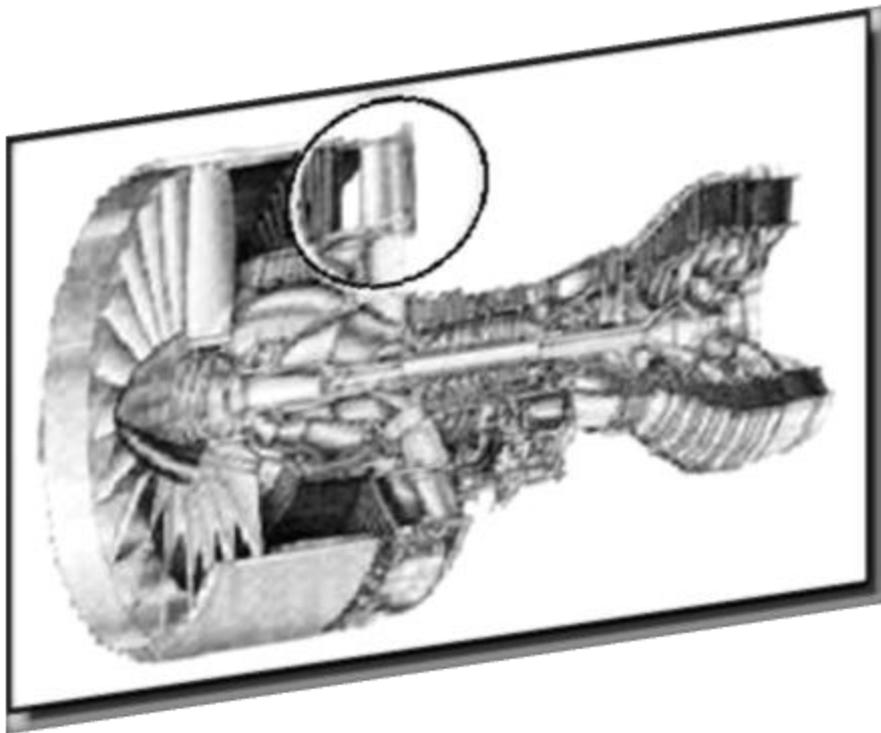


Figure 2.9 : Couronnes du rotor principal de l'EC 120 (Eurocopter 2009/SiC/15p)

Malgré les propriétés particulièrement intéressantes de ces composites, un bon nombre de questions non ou mal résolues freinent le développement de ces derniers. Parmi lesquelles, on peut citer la corrosion, la résistance en température à long terme, la propagation des fissures, et la réparation.

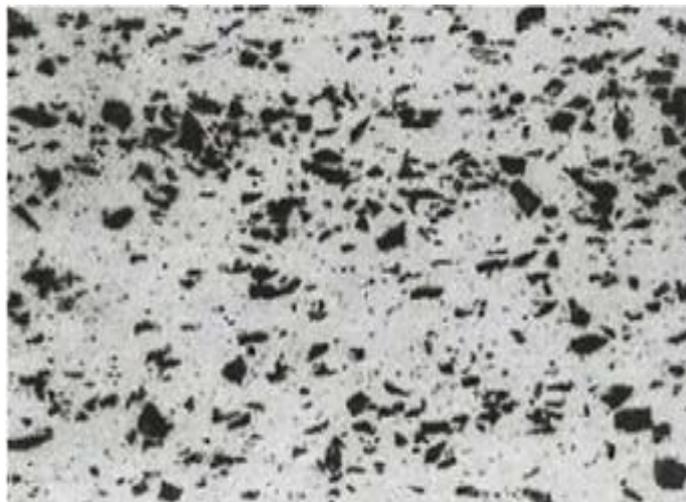


Figure 2.10 : Composite à matrice Al et particules SiC

Le composite à matrice d'aluminium, renforcé de particules de carbure de silicium est choisi dans ce mémoire comme matériau de la structure à réparer. Ce choix est basé sur les avantages que présente ce dernier vis-à-vis à l'aluminium non renforcé :

- le module de Young du composite Al/SiC est presque pareille à celui du titane, mais si on prend en compte la masse volumique, rapportant à cette dernière c.-à-d module spécifique (E/ρ) est largement supérieur [23].
- La contrainte limite à l'élasticité et la limite de la rupture sont plus grandes pour un composite à matrice renforcé que pour une matrice sans renforts. Ces déductions sont extraites du tableau 2.1

matériau	Contrainte limite d'élasticité (Mpa)	Contrainte limite à la rupture (Mpa)
Al(6061)	275	310
Al (6061) + 15%SiC	365	429
Al (6061) + 25%SiC	387	482
Al(2124)	363	509
Al (2124) + 25% SiC	420	524

Tableau 2.1 : Caractéristiques des composites à matrice d'aluminium

- D'autre part, l'implantation de particules, de mèches ou bien des fibres longues dans les matrices d'aluminium augmente la résistance à l'usure même si le taux de renforts est faible.
- L'usinage des composites à renfort discontinu est plus difficile que l'usinage des alliages non renforcés. Pour des fractions volumiques de renfort inférieures à 20 %, il est possible d'utiliser des outils en carbure classiques. Pour des fractions volumiques de renfort supérieures à 20 %, l'utilisation d'outils revêtus de diamant polycristallin est recommandée.
- La soudabilité des CMM (matrice d'aluminium) à renfort discontinu est limitée aux procédés de brasage et de soudure par friction. Les procédés de fusion entraînent des réactions indésirables entre matrice et renfort, ainsi que des porosités.
- La tenue à la corrosion de ces composites à renfort de particules SiC ou de fibres courtes d'alumine est voisine de celle de la matrice non renforcée, à condition que la distribution du renfort soit la plus homogène possible. Des essais de fatigue en atmosphère saline ont confirmé le maintien de l'avantage des CMAI à renfort de particules SiC ou de trichites SiC par rapport aux matrices non renforcées [23].

2.4.2/ Endommagement des CMM :

Les matériaux composites à matrice métallique disposent d'atouts leur permettant d'être leader dans la classe des matériaux composites. Mais il existe des défauts dans certains matériaux composites, qui révèlent un manque d'endurance dans certains milieux et certaines conditions de service. Ce manque varie d'un composite à un autre suite à la nature de la matrice, des fibres, du taux de renfort et ainsi la nature de l'interface. Une matrice d'aluminium renforcée de fibres de carbone montre comme indique la Figure 2.11 une faible résistance à la corrosion tandis que cette résistance peut être améliorée si la matrice est alliée avec du silicium et de magnésium [24].

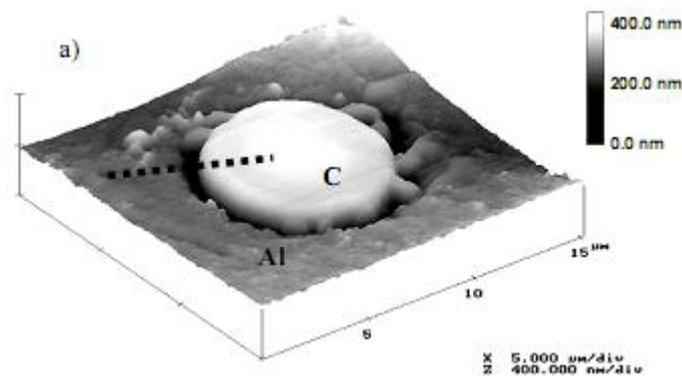


Figure 2.11 : Cavité de corrosion au sein d'une interface d'un composite Al/C.

L'incorporation d'un taux de fibres ou particules de silicium fragilise la matrice, La fraction volumique de renfort doit être donc comprise entre 10% et 20% [25]. La propagation de la fissure dans un composite à matrice métallique renforcé de particules dépend de la nature de l'interface. La Figure 2.12 montre que la fissure se propage dans les particules possédant un aspect fragile dans le cas d'une interface ayant une forte résistance.

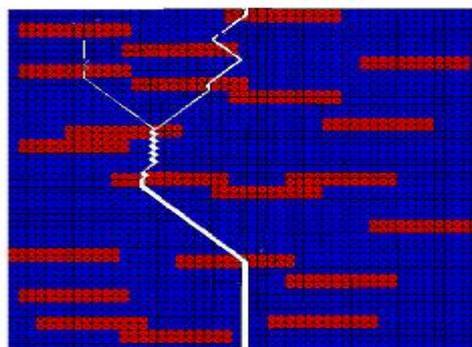


Figure 2.12 : Propagation de la fissure dans un composite à matrice métallique (cas d'une forte interface)

Cependant, Lorsque la résistance inter-faciale entre la matrice et les particules est faible, la Figure 2.13 montre que la fissure contourne les particules en induisant une multi fissuration du matériau. Dans ce cas, le déplacement à rupture est plus élevé que dans le cas d'une liaison inter faciale forte [26].

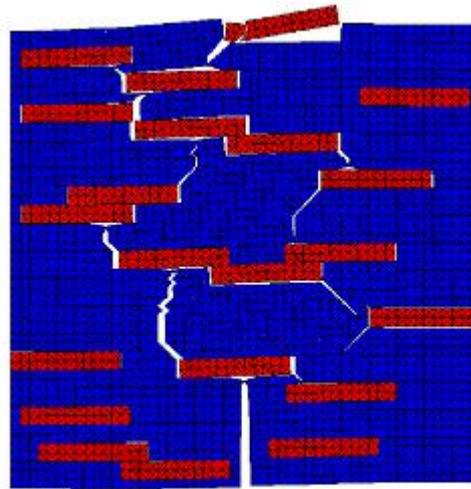


Figure 2.13 : Propagation de la fissure dans un composite à matrice métallique (cas d'une faible interface)

2.5/ Éléments de base de la théorie de rupture :

La rupture est un problème auquel l'homme aura à faire face aussi longtemps qu'il construira des édifices ou fabriquera des structures. Ce problème est actuellement plus crucial avec le développement de structures complexes lié au progrès technologique. Les avancées dans la connaissance de la mécanique de la rupture permettent aujourd'hui et plus précisément depuis le milieu du 20^{ème} siècle, de mieux prévenir le risque de rupture. Cependant, beaucoup de mécanismes de rupture sont encore mal connus notamment lorsqu'on utilise de nouveaux matériaux ou de nouveaux procédés. La distribution des contraintes près de la pointe de la fissure d'une structure est singulier, c'est à dire, la contrainte au fond de la fissure atteint rapidement l'infini. Par conséquent, contrairement au cas de trous ou découpes, l'approche de concentration de contrainte n'est pas applicable pour la mesure de la gravité d'une structure fissurée. Dans une structure élastique fissurée, l'amplitude de la contrainte dans la singularité (fond de fissure), largement connue comme le facteur d'intensité de contrainte, est utilisé pour mesurer la résistance résiduelle de la structure et la capacité de la structure à résister à la propagation de la fissure. Depuis la principale hypothèse de base qui définit l'approche du facteur d'intensité de contrainte et souligne que la structure reste élastique pendant le processus de fracture de l'ensemble. Cette approche est souvent connue par la théorie de la mécanique linéaire élastique

de la rupture (MLER). Selon cette théorie, le champ de contrainte à proximité d'une extrémité de la fissure est régi par l'expression suivante [27] :

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \begin{Bmatrix} 1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(3\frac{\theta}{2}\right) \\ 1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(3\frac{\theta}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(3\frac{\theta}{2}\right) \end{Bmatrix} \\ &+ \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \begin{Bmatrix} -\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[2 + \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(3\frac{\theta}{2}\right)\right] \\ \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(3\frac{\theta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(3\frac{\theta}{2}\right)\right] \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (2.1)$$

Et aussi :

$$\begin{Bmatrix} \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{Bmatrix} -\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

Où KI, KII et KIII sont les facteurs d'intensité de contrainte pour les trois modes d'ouverture, comme il est présenté dans la Figure 2.14. Ces trois modes décrivent trois mouvements indépendants cinématique de la surface supérieure et par rapport à la surface inférieure pour tous les modes possibles de propagation des fissures dans un matériau. Selon le chargement et la géométrie de la structure fissurée, les modes I, II ou III de rupture peuvent être utilisés simultanément. Le mode un est le mode le plus courant dans les applications pratiques.

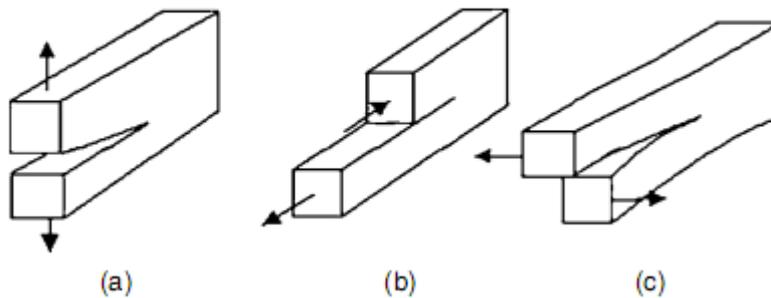


Figure 2.14 : Différents modes de rupture, (a) : mode I (b) : mode II (c) : mode III

Pour référence, les déplacements au fond d'une fissure pour les modes I et II sont également donnés par :

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} u_x \\ u_y \end{Bmatrix} = \frac{K_I}{2E_S} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \nu_s) & \begin{Bmatrix} (2K_\varepsilon - 1) \cos(\frac{\theta}{2}) - \cos(3\frac{\theta}{2}) \\ (2K_\varepsilon + 1) \sin(\frac{\theta}{2}) - \sin(3\frac{\theta}{2}) \end{Bmatrix} \\ + \frac{K_{II}}{2E_S} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \nu_s) & \begin{Bmatrix} (2K_\varepsilon + 3) \sin(\frac{\theta}{2}) + \sin(3\frac{\theta}{2}) \\ -(2K_\varepsilon - 3) \cos(\frac{\theta}{2}) + \cos(3\frac{\theta}{2}) \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (2.3)$$

Avec $K_\varepsilon = (3 - \nu_s)/(1 + \nu_s)$ pour un état plan de contraintes

Et $K_\varepsilon = 3 - 4\nu_s$ pour un état plan de déformations

Les variables θ, r sont représentées sur la Figure 2.15.

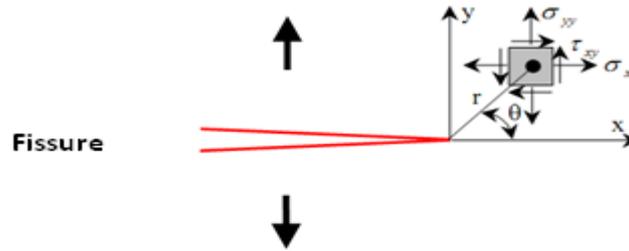


Figure 2.15 : Représentation des variables θ, r

Un autre paramètre important qui peut également être utilisé pour caractériser la rupture d'une structure fissurée est le taux de dissipation d'énergie. Il définit l'énergie libérée par unité de surface fissurée, associée à la propagation d'une fissure dans un matériau. (Énergie de Griffith), noté G . La rupture se produit donc lorsque G atteint une valeur critique G_c :

$$G = - \frac{d(U_E - W)}{da} \quad (2.4)$$

U_E est l'énergie de déformation emmagasinée dans la structure W est le travail extérieure. En élasticité et en mode I g est relié au facteur d'intensité par la relation :

$$\begin{cases} G = \frac{K_I^2}{E_S} & \text{état plan de contraintes} \\ G = \frac{K_I^2}{E_S} (1 - \nu_s^2) & \text{état plan de déformations} \end{cases} \quad (2.5)$$

$$(2.6)$$

L'énergie G est aussi appelée la force motrice de la fissure.

3.1/ Introduction :

L'art de l'ingénieur dans la conception et l'utilisation de matériaux ou de structures composites réside dans le fait de placer le bon matériau, sous la bonne forme (morphologie des renforts), et au bon endroit (notion de répartition spatiale). Les composites sont des matériaux hétérogènes, dont le type d'approche à utiliser se décide d'une part en fonction du rapport entre les dimensions de la structure à modéliser et une dimension caractéristique du milieu à représenter, d'autre part en fonction du but poursuivi (schématisation globale d'un système ou étude locale).

Cependant, dans un système mécanique complexe, la représentation individuelle précise de chaque élément n'est plus possible. Pour cette raison, la modélisation effectuée comporte alors une opération d'homogénéisation, afin de résoudre le problème en ne tenant compte que d'un comportement moyen, qui fournit par exemple des rigidités équivalentes dépendant des propriétés élémentaires de chaque matériau et de leur géométrie.

3.2/ Relation contraintes-déformations :

Les fibres dans les matériaux composites peuvent être orientées d'une façon arbitraire, dans une seule direction (unidirectionnelle), dans deux dimensions (tissé), ou en trois dimensions (3D). Suite à cet arrangement de fibres, le matériau composite est caractérisé généralement par anisotrope, orthotrope, isotrope transverse ou isotrope.

L'expression des relations de l'élasticité linéaire, porte des tenseurs d'ordre deux et quatre

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad (3.1)$$

Le développement de l'équation (3.1) donne neuf équations d'où un ensemble des coefficients de rigidité C_{ijkl} égale à 81. A cause des symétries des contraintes σ_{ij} et des déformations ε_{kl} , l'expression précédente portera alors des tenseurs d'ordre zéro pour σ_{ij} et ε_{kl} et d'ordre deux pour C_{ijkl} , et donc le nombre de coefficient sera réduit à 36 coefficients qui seront représentés par une matrice carrée de dimension 6 par 6 (pour C_{ijkl}), les contraintes et déformations seront représentés par des vecteurs.

3.2.1/ Matériau anisotrope :

Un matériau est généralement anisotrope lorsque les fibres sont alignées dans les trois directions et qu'aucun plan ne représente un plan de symétrie. L'équation qui lie les contraintes avec les déformations est l'équation (3.1), écrite sous forme matricielle par :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{21} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & \dots & \dots & \dots & \dots & C_{1121} \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{21} \end{Bmatrix} \quad (3.2)$$

On sait que l'énergie élastique emmagasinée par unité de volume est donnée par :

$$dw = \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad (3.3)$$

D'après (3.1) on trouve que :

$$dw = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} d\varepsilon_{ij} \quad (3.4)$$

D'où après intégration, on trouve que :

$$w = \frac{1}{2} C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \varepsilon_{ij} \quad (3.5)$$

En dérivant (3.5) successivement par rapport à ε_{kl} et ε_{ij} , on obtient :

$$\frac{\partial^2 w}{\partial \varepsilon_{ij} \partial \varepsilon_{kl}} = C_{ijkl} \quad (3.6)$$

On procède de la même manière pour les contraintes σ_{kl} , on trouve :

$$\frac{\partial^2 w}{\partial \varepsilon_{kl} \partial \varepsilon_{ij}} = C_{klij} \quad (3.7)$$

Donc d'après (3.6) et (3.8) on peut écrire :

$$C_{ijkl} = C_{klij} \quad (3.8)$$

De la même façon, on procède pour démontrer la symétrie de la matrice de souplesse qui est l'inverse de la matrice de rigidité C d'où :

$$S_{ijkl} = S_{klij} \quad (3.9)$$

La matrice de l'équation (3.2) se réécrit par l'utilisation de la notation indicielle de la façon suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} & c_{16} \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & c_{24} & c_{25} & c_{26} \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & c_{34} & c_{35} & c_{36} \\ c_{14} & c_{24} & c_{34} & c_{44} & c_{45} & c_{46} \\ c_{15} & c_{25} & c_{35} & c_{45} & c_{55} & c_{56} \\ c_{16} & c_{26} & c_{36} & c_{46} & c_{56} & c_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

Sous forme indicielle :

$$\sigma_i = c_{ij} \varepsilon_j \quad i, j = 1 \dots 6 \quad (3.11)$$

$$\gamma_{23} = 2\varepsilon_{23} = \varepsilon_4$$

$$\gamma_{31} = 2\varepsilon_{31} = \varepsilon_5$$

$$\gamma_{12} = 2\varepsilon_{12} = \varepsilon_6$$

$$\tau_{23} = \sigma_4$$

$$\tau_{13} = \sigma_5$$

$$\tau_{21} = \sigma_6 \quad (3.12)$$

γ_{23} , γ_{31} et γ_{12} Sont les distorsions angulaires.

τ_{23} , τ_{13} et τ_{21} Sont les contraintes de cisaillements.

On peut exprimer aussi les déformations en fonction des contraintes par l'inverse de la matrice C on trouve :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & s_{14} & s_{15} & s_{16} \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & s_{24} & s_{25} & s_{26} \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & s_{34} & s_{35} & s_{36} \\ s_{14} & s_{24} & s_{34} & s_{44} & s_{45} & s_{46} \\ s_{15} & s_{25} & s_{35} & s_{45} & s_{55} & s_{56} \\ s_{16} & s_{26} & s_{36} & s_{46} & s_{56} & s_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.13)$$

On peut conclure que la connaissance de la matrice de souplesse ou de rigidité nécessite la connaissance de 21 coefficients.

3.2.2/ Matériau orthotrope :

Si trois plans perpendiculaire, représente des plan de symétries pour un matériau, ce dernier est dit orthotrope. Cette symétrie réduit le nombre de coefficient de rigidité à 9, et la relation sous forme matricielle sera écrite comme :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.14)$$

L'inverse de La relation (3.14) permet de définir la matrice de souplesse :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & 0 & 0 & 0 \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & 0 & 0 & 0 \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & s_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.15)$$

Dont les valeurs de souplesses sont calculées à partir des essais mécaniques, c'est à dire :

$$\begin{aligned} s_{11} &= \frac{1}{E_1}, & s_{12} &= \frac{-\nu_{21}}{E_2}, & s_{13} &= \frac{-\nu_{31}}{E_3}, \\ s_{22} &= \frac{1}{E_2}, & s_{23} &= \frac{-\nu_{32}}{E_3}, & s_{33} &= \frac{1}{E_3}, \\ s_{44} &= \frac{1}{G_{23}}, & s_{55} &= \frac{1}{G_{13}}, & s_{66} &= \frac{1}{G_{12}} \end{aligned} \quad (3.16)$$

Avec cette nouvelle notation d'ingénieur, l'expression matricielle devient :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{21}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.17)$$

On peut distinguer de la dernière équation que les contraintes normales n'ont aucun effet sur les distorsions angulaire, ni les contraintes de cisaillement sur les déplacements linéiques, et non plus les contraintes de cisaillement sur les distorsions angulaires des plans différents.

A partir de la symétrie, on peut conclure que :

$$\begin{aligned}\frac{\nu_{31}}{E_3} &= \frac{\nu_{13}}{E_1} \\ \frac{\nu_{32}}{E_3} &= \frac{\nu_{23}}{E_2} \\ \frac{\nu_{21}}{E_2} &= \frac{\nu_{12}}{E_1}\end{aligned}\quad (3.18)$$

3.2.3/ Matériau isotrope transverse :

C'est un matériau orthotrope qui possède un axe privilégié par exemple x_1 de façon qu'il doit y avoir invariance par une rotation quelconque autour de cet axe. Ce matériau est donc isotrope dans le plan perpendiculaire à cet axe comme il est montré sur la Figure 3.1.

A cause de l'isotropie, on peut écrire :

$$\begin{aligned}G &= \frac{E}{2(1+\nu)} \\ E_2 &= E_3 \\ \nu_{12} &= \nu_{13}\end{aligned}\quad (3.19)$$

La relation entre les contraintes et les déformations sera exprimée comme suite :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{21}/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{23}/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu_{23})/E_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}\quad (3.20)$$

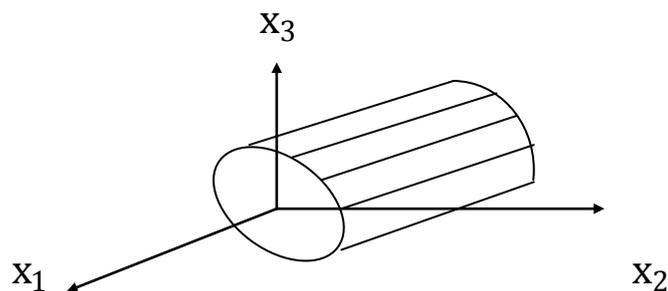


Figure 3.1 : Matériau isotrope transverse

3.2.4/ Matériau isotrope :

Un matériau isotrope est un matériau dont tous les plans sont des plans de symétrie, et le système de coordonnées est pris arbitrairement. Donc les constantes d'ingénieurs deviennent :

$$\begin{aligned} E_1 &= E_2 = E_3 = E \\ G_{12} &= G_{23} = G_{13} = G \\ \nu_{12} &= \nu_{13} = \nu_{23} = \nu \end{aligned} \quad (3.21)$$

Et la relation entre les contraintes et les déformations sera :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E & -\nu/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & 1/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & -\nu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.22)$$

Sachant que le module de cisaillement s'écrit de la façon suivante :

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (3.23)$$

3.3/ Propriétés élastiques d'un pli unidirectionnel :

Les matériaux composites dont la matrice est renforcée par des fibres longues, alignées dans une seule direction sont largement utilisés dans l'industrie. Les matrices peuvent être minérales, résineuses ou métalliques, les fibres sont en verre, kevlar, carbone, bore,... etc, et leur diamètre est de l'ordre du centième de millimètre, comme exemple, les composites à matrices époxydes renforcés de fibre longues de verre ou de carbone et aussi la matrice aluminium et dont les fibres sont de carbure de silicium. De tels matériaux présentant des fibres alignées dans une même direction sont dits unidirectionnels, et leurs propriétés mécaniques sont calculées à partir de celles de ses constituants. Dans ce cas on considère un élément de volume représentatif (VER), de dimensions inférieures à celle du matériau, et dont son comportement est homogénéisé. Pour avoir accès aux champs de contraintes, et de déformations, l'étude portera alors sur une cellule élémentaire, comportant une fibre et la matrice environnante (Figure 3.2).

3.3.1/ Module d'élasticité longitudinal :

Le module d'Young longitudinal est déterminé par un essai de traction simple dans le sens des fibres comme le présente la Figure 3.2. Elle montre une cellule élémentaire chargée dans le sens des fibres.

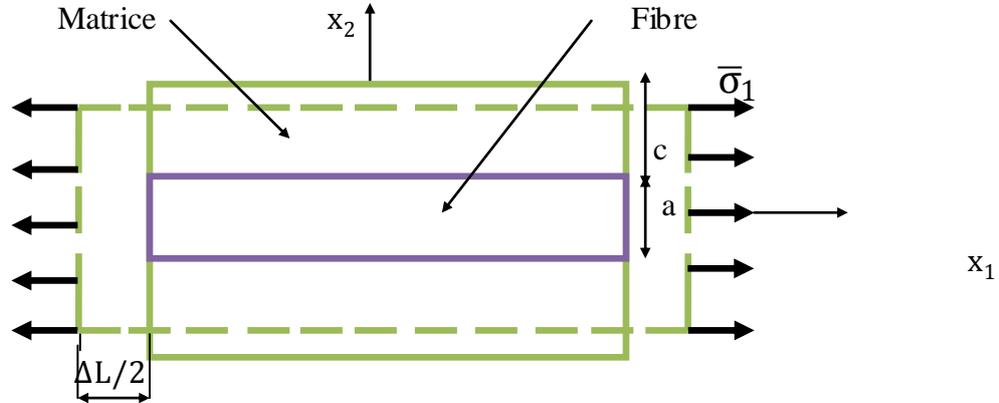


Figure 3.2 : Chargement longitudinal d'une cellule élémentaire

Des conditions de déformations et de contraintes étant imposées à la frontière. Le calcul d'homogénéisation consiste à déterminer les champs de contraintes et de déformations au sein du volume élémentaire représentatif.

On définit une contrainte ou déformation moyenne par :

$$\bar{\sigma}_i = \frac{1}{V_i} \int \sigma_i dV_i \quad (3.24)$$

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{1}{V_i} \int \varepsilon_i dV_i \quad (3.25)$$

A partir des hypothèses de base, on peut constater que :

$$\int \sigma_1 dV = \int \sigma_f dV_f + \int \sigma_m dV_m \quad (3.26)$$

De l'équation (3.26) on peut déduire que :

$$\bar{\sigma}_1 V = \bar{\sigma}_f V_f + \bar{\sigma}_m V_m \quad (3.27)$$

Avec V_f , et V_m sont respectivement les fractions volumiques de la fibre et de la matrice.

L'hypothèse simplificatrice consiste à ce que la déformation est uniforme, et identique, donc la déformation de la matrice est la même que la fibre, ce qui conduit à écrire que :

$$\bar{\varepsilon}_f = \bar{\varepsilon}_m = \bar{\varepsilon} \quad (3.28)$$

Sachant, d'après la loi de Hooke que :

$$\begin{aligned}\bar{\sigma}_1 &= E_1 \bar{\varepsilon} \\ \bar{\Sigma}_f &= \bar{\varepsilon}_f V_f \\ \bar{\sigma}_m &= \bar{\varepsilon}_m V_m\end{aligned}\quad (3.29)$$

L'équation (3.27) devient alors :

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.30)$$

Cette dernière équation est dite loi des mélanges, elle donne l'expression du module de Young, dans le sens des fibres, en fonction de celui de la fibre et la matrice.

3.3.2/ Module d'élasticité transversal :

Pour le calcul du module d'élasticité dans la direction transversale, on applique une sollicitation dans le sens perpendiculaire aux fibres comme il est représenté par la Figure 3.3.

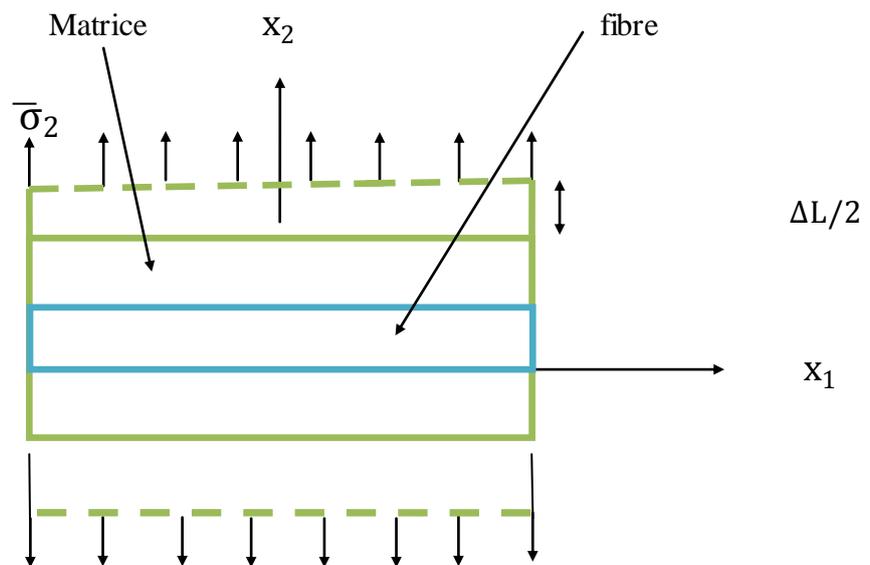


Figure.3.3 : Chargement transversal d'une cellule élémentaire

Dans ce type de chargement, on suppose que la déformation dans le volume élémentaire représente la somme de la déformation de la matrice et la fibre tandis que le chargement est le même soit dans la matrice, la fibre ou le volume représentatif. C'est à dire :

$$\bar{\sigma}_2 = \bar{\sigma}_f = \bar{\sigma}_m \quad (3.31)$$

Et

$$\bar{\varepsilon}_2 = \int \varepsilon_f dV_f + \int \varepsilon_m dV_m \quad (3.32)$$

D'après l'équation (3.25) on trouve :

$$\bar{\varepsilon}_2 = V_f \bar{\varepsilon}_f + V_m \bar{\varepsilon}_m \quad (3.33)$$

De la loi de HOOKE, l'équation (3.33) devient :

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (3.34)$$

La relation (3.34) nous donne la valeur du module de Young transversal en fonction de celui de la fibre et de la matrice.

3.3.3/ Coefficient de poisson :

En reprenant la Figure 3.2 représentant un chargement dans le sens des fibres (Figure 3.4) :

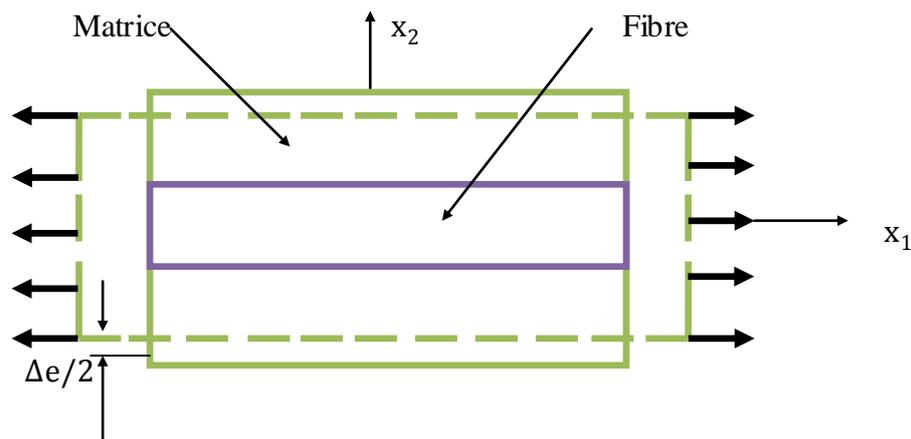


Figure 3.4 : Chargement longitudinal d'une cellule élémentaire

La contraction, dans l'ensemble du volume élémentaire Δe , est caractérisée par le coefficient de Poisson :

$$\nu_{12} = -\frac{\bar{\varepsilon}_2}{\bar{\varepsilon}_1} \quad (3.35)$$

De cette équation, on peut déduire :

$$\bar{\varepsilon}_2 = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \bar{\sigma}_1 \quad (3.36)$$

D'après la relation (3.33), seulement la déformation $\bar{\epsilon}_2$ est exprimée en fonction des contractions de la matrice et de la fibre et sachant que :

$$\begin{aligned}\bar{\epsilon}_{2m} &= -\frac{\nu_m}{E_m} \bar{\sigma}_1 \\ \bar{\epsilon}_{2f} &= -\frac{\nu_f}{E_f} \bar{\sigma}_1\end{aligned}\quad (3.37)$$

Par combinaison des équations (3.33), (3.35) et (3.37), on trouve l'expression du coefficient de Poisson donnée par :

$$\nu_{12} = V_f \nu_f + V_m \nu_m \quad (3.38)$$

3.2.4/ Module de cisaillement :

Afin de déterminer le module de cisaillement, on applique sur le volume élémentaire une contrainte de cisaillement dans le plan (x_1, x_2) comme il est présenté dans la Figure 3.5.

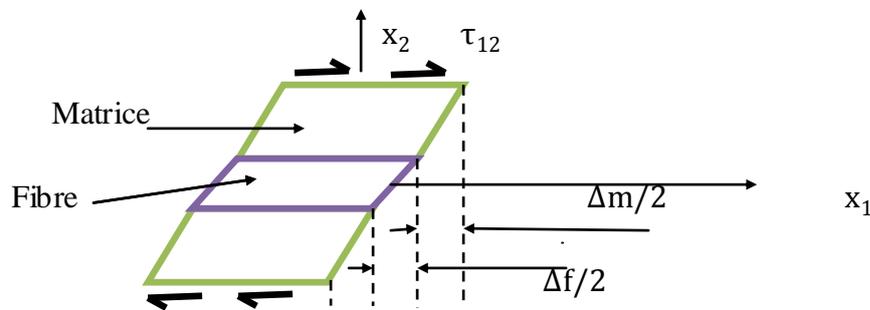


Figure 3.5 : Déformation du volume élémentaire sous l'effet de contrainte de cisaillement

L'hypothèse de simplification proposée dans ce cas est que la contrainte de cisaillement est la même dans la fibre, la matrice et le volume :

$$\tau_{12} = \tau_f = \tau_m \quad (3.39)$$

Cette contrainte provoque des distorsions angulaires différentes données par :

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}} = \frac{\Delta}{t}$$

$$\gamma_m = \frac{\tau_{12}}{G_m} = \frac{z\Delta m}{tV_m}$$

$$\gamma_f = \frac{\tau_{12}}{G_f} = \frac{\Delta f}{tV_f} \quad (3.40)$$

Sachant que :

$$\Delta = \Delta m + \Delta f \quad (3.41)$$

Et à partir des équations (3.40) et (3.39), on obtient :

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \quad (3.42)$$

C'est la relation qui nous permet de calculer le module de cisaillement d'un composite à renforcement unidirectionnel.

3.3/ Détermination du module d'élasticité d'un composite Mât :

Un mât est constitué de fibres coupées d'orientation aléatoire dans le plan. Il peut être considéré comme une couche comportant des fibres orientées de θ et $\theta + \delta\theta$. Dans ce cas les rigidités réduites transformées correspondantes sont :

$$\tilde{Q}_{ij} = \frac{\int_0^{2\pi} \bar{Q}_{ij} d\theta}{\int_0^{2\pi} d\theta} \quad (3.43)$$

Avec \bar{Q}_{ij} rigidités réduites transformées d'une couche unidirectionnelle de fraction volumique égale à celle de la couche à renfort mat.

D'après Tsai et pagano [28] on peut introduire des grandeurs intermédiaires, d'où pour un état de contraintes plan :

$$\bar{Q}_{11} = V_1 + V_2 \cos 2\theta + V_3 \cos 4\theta$$

$$\bar{Q}_{16} = \frac{V_2}{2} \sin 2\theta + V_3 \sin 4\theta$$

$$\bar{Q}_{22} = V_1 - V_2 \cos 2\theta + V_3 \cos 4\theta$$

$$\bar{Q}_{12} = V_4 - V_3 \cos 4\theta$$

$$\begin{aligned}\bar{Q}_{66} &= \frac{(V_1 - V_4)}{2} - V_3 \cos 4\theta \\ \bar{Q}_{26} &= \frac{-V_2}{2} \sin 2\theta - V_3 \sin 4\theta\end{aligned}\quad (3.44)$$

Avec :

$$\begin{aligned}V_1 &= \frac{1}{8}(3Q_{11} + 3Q_{22} + 4Q_{66} + 3Q_{12}) \\ V_2 &= \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22}) \\ V_3 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66} - 2Q_{12}) \\ V_4 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66} + 6Q_{12})\end{aligned}\quad (3.45)$$

Les Q_{ij} sont les rigidités réduites et sont données par les relations suivantes :

$$\begin{aligned}Q_{11} &= \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12} \nu_{21}} & Q_{12} &= \frac{\nu_{12} E_{22}}{1 - \nu_{12} \nu_{21}} \\ Q_{22} &= \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12} \nu_{21}} & Q_{66} &= G_{12}\end{aligned}\quad (3.46)$$

En substituant les relations (3.45) dans (3.43), on aura :

$$\begin{aligned}\tilde{Q}_{11} &= V_1 \\ \tilde{Q}_{22} &= V_1 \\ \tilde{Q}_{12} &= V_4 \\ \tilde{Q}_{66} &= \frac{(V_1 - V_4)}{2}\end{aligned}\quad (3.47)$$

Dans ce cas :

$$\begin{Bmatrix} \sigma'_x \\ \sigma'_y \\ \tau'_{xy} \end{Bmatrix} = t \begin{bmatrix} V_1 & V_4 & 0 \\ V_4 & V_1 & 0 \\ 0 & 0 & (V_1 - V_4)/2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}\quad (3.48)$$

Afin de déterminer le module d'Young et le coefficient de Poisson, on considère le cas d'une traction simple :

$$\sigma'_x \neq 0, \quad \text{et} \quad \sigma'_y = 0 \quad \text{et} \quad \tau'_{xy} = 0$$

En utilisant (3.48) on obtient le système suivant :

$$\begin{aligned} \sigma'_x &= t V_1 \varepsilon_x + t V_4 \varepsilon_y \\ \sigma'_y &= t V_4 \varepsilon_x + t V_1 \varepsilon_y \\ \tau'_{xy} &= \gamma_{xy} t (V_1 - V_4)/2 \end{aligned} \quad (3.49)$$

Après résolution du système (3.49) on obtient le module d'élasticité, et le coefficient de Poisson pour un matériau donné par les expressions suivantes :

$$E_{\text{mat}} = \left(V_1 - \frac{V_4^2}{V_1} \right) \quad \nu_{\text{mat}} = \frac{V_4}{V_1}$$

Pour calculer le module de cisaillement on considère les conditions suivantes :

$$\sigma'_x = 0, \quad \text{et} \quad \sigma'_y = 0 \quad \text{et} \quad \tau'_{xy} \neq 0$$

Donc le résultat est :

$$G_{\text{mat}} = (V_1 - V_4)/2$$

4.1/ Introduction :

Aujourd'hui, les matériaux composites sont largement utilisés dans l'industrie aéronautique et automobile. Comme toute structure mécanique, les pièces composites peuvent être endommagées lorsqu'elles sont soumises à des chocs, à des impacts qui sont souvent de nature accidentelle, dans des milieux corrosifs ou lorsqu'elles vieillissent, provoquant par suite l'apparition des fissures qui diminuent leurs temps de service. En effet certains, appareils, comme l'Alphajet, présentent des signes de vieillissement par l'apparition de criques de fatigue à l'encastrement de la voilure qui, lorsque elles sont significatives, elles provoquent la mise hors-service de ces structures, et l'introduction de matériaux composites comme renfort extérieurs est envisagée. La Figure 4.1 représente une illustration, de ces dommages.

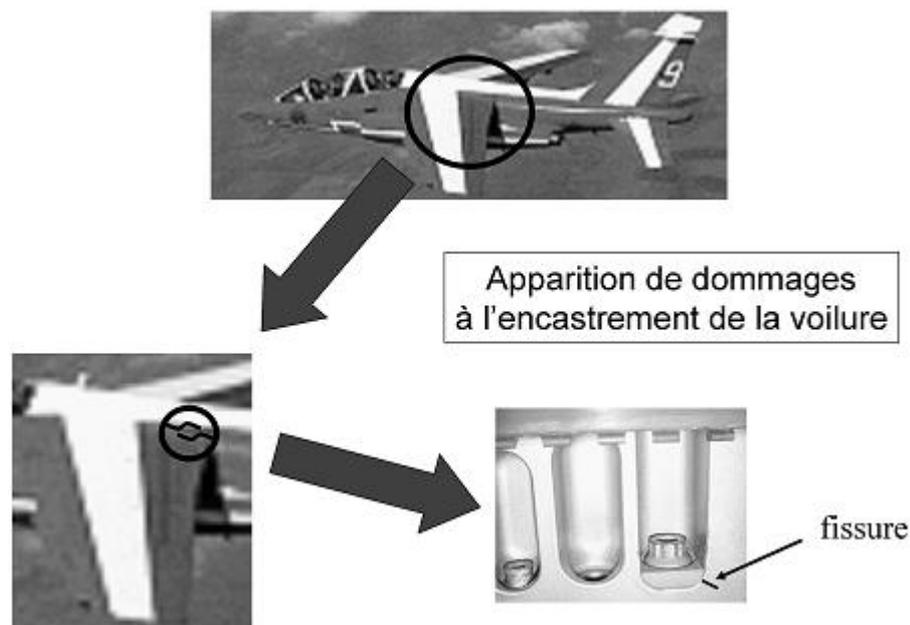


Figure 4.1 : Illustration d'un endommagement à l'encastrement de la voilure de l'Alphajet

Dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures stratifiées complexes ne permet pas l'échange systématique des éléments endommagés. On peut alors utiliser la réparation comme une bonne alternative économique et mécanique. Afin de rétablir au maximum les performances de la structure, tout en tenant compte des aspects pratiques et économiques, une des méthodes de réparation couramment utilisées est le collage de patches sur la partie endommagée. La structure peut alors être réparée par un patch composite, afin de transférer les charges de la zone endommagée vers le patch. Il existe plusieurs alternatives qui dépendent du niveau de ces dommages :

- Si le niveau de l'endommagement est trop important, la pièce ou la structure est tout simplement changée. C'est une solution très coûteuse car l'ordre de grandeur du coût d'une voilure neuve d'un Alphjet, comme exemple, est d'environ 1,5 million d'euros [29].
- Si des fissures apparaissent dans des zones moins critiques, il s'agit dans ce cas de réparation, une solution souvent utilisée en maintenance.
- Si les fissures ne sont pas encore apparues, une solution prospective est envisagée. Un patch composite peut être collé dans la zone endommagée afin de la renforcer de manière préventive. Ce cas est dit renforcement.

La réparation par collage de patch composite est une technique dont le développement a été initié par « Royal Australian Air Force » RAAF à la fin des années 70. Le tableau 4.1 présente quelques réparations effectuées par la « RAAF ». [16]

Avion	Types de dommages	Commentaires
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
Nomad	Corrosion	Plus de 105 000 heures de vols simulées
F111	Corrosion	En service depuis 1980

Tableau 4.1 : Exemples de réparations par patch composites effectuées par « RAAF »

Cette technique apparaît alors comme une alternative avantageuse par rapport aux techniques plus conventionnelles de réparation, par rivetage ou soudure de structures métalliques. Tout d'abord, les composites sont des matériaux légers aux caractéristiques mécaniques intéressantes qui peuvent aisément être assemblés sur des surfaces à géométrie complexe comme des ailes d'avions. Ensuite le choix du collage permet d'éliminer les zones de concentration de contraintes dues aux rivets.

Néanmoins la qualité de ce type de réparations est fortement liée aux procédures de réalisation du collage, chaque écart par rapport au protocole de collage peut provoquer une dégradation inattendue des performances de la réparation.

4.2/ Types de joints de collage :

Une structure peut être renforcée ou réparée par le collage d'un patch composite, afin d'améliorer sa résistance de fatigue, ou de stopper la propagation de la fissure. Les joints de collage en général se caractérisent par des concentrations de contraintes dans la couche adhésive. Ceux-ci proviennent, dans le cas de contraintes de cisaillement, de l'inégalité des déformations axiales des adhérents, et dans le cas de contraintes de pelage, en raison de l'excentricité dans le chemin de charge. La Figure 4.2 montre quelques configurations des types de joint [30]

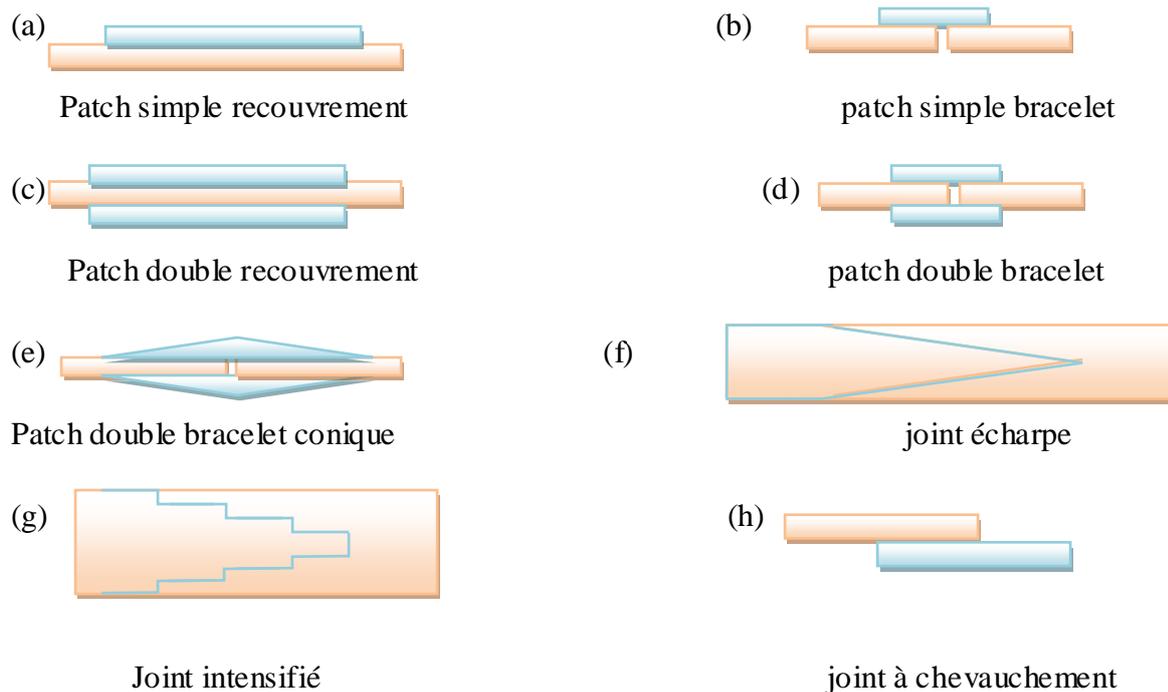


Figure 4.2 : Quelques configurations des types de joint.

Du point de vue de la fiabilité des joints, il est essentiel d'éviter de laisser la couche adhésive comme le maillon faible dans l'ensemble, ce qui signifie qu'il est nécessaire que le joint soit conçu pour s'assurer que les substrats à coller rompent avant la couche de liaison. Il est à préciser parce la rupture dans les substrats à coller est contrôlé par la fibre, tandis que l'échec dans l'adhésif est dominé par la résine, et donc soumis à des effets de vides et d'autres défauts, des effets environnementaux, des variations de traitement, des lacunes dans la préparation de surface et d'autres facteurs qui ne sont pas toujours bien contrôlés. Il s'agit donc d'un défi important, puisque les adhésifs sont intrinsèquement beaucoup plus faibles que les éléments composites ou métalliques à assembler. Pour illustrer ce point, on a établi durant ce mémoire une étude unidimensionnelle sur la configuration (a), (b), (c), et (d) de la Figure 4.4 afin de déterminer la distribution de la contrainte de cisaillement et la contrainte de pelage dans la partie

adhésive, et de déterminer aussi les facteurs qui entrent en jeu sur l'influence de la concentration de ces contraintes.

4.3/ 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. La théorie de patches collés sera donc développée dans ce chapitre, traitant 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. Un autre cas sera considéré, celui d'un patch collé sur la pièce qu'on lui a enlevé la partie endommagée, ce type de patch est dit simple bracelet lorsque le patch est placé sur une seule face, et double bracelet s'il est collé sur les deux faces.

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 [31].

4.3.1/ Joint double recouvrement-double bracelet :

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 décohéson 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.

4.3.1.1/ Analyse élastique :

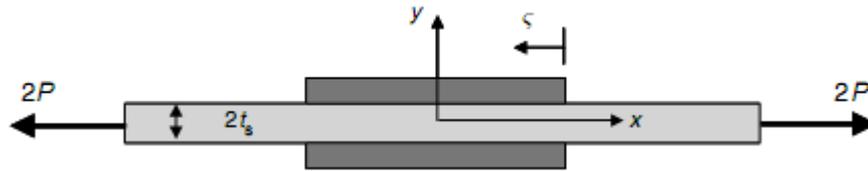


Figure 4.3 : Configuration d'un joint double recouvrement

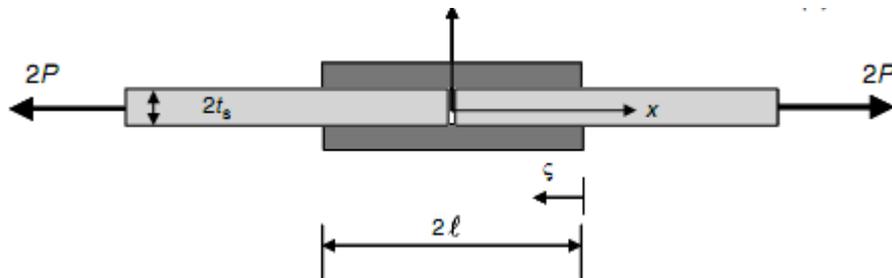


Figure 4.4 : Configuration d'un joint double bracelet

En se référant aux Figures 4.3 et 4.4 et en considérant un élément 'dx' pour appliquer l'équilibre des forces horizontales, on trouve que :

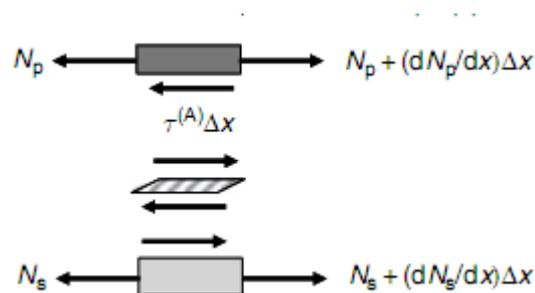


Figure 4.5 : Équilibre des forces horizontales dans un élément dx

$$\frac{dN_p}{dx} - \tau^{(A)} = 0$$

$$\frac{dN_s}{dx} + \tau^{(A)} = 0 \quad (4.1)$$

$$\frac{du_p}{dx} = \frac{N_p}{E_p t_p}$$

$$\frac{du_s}{dx} = \frac{N_s}{E_s t_s} \quad (4.2)$$

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 :

$$\tau^{(A)} = G_A \gamma^{(A)} = -\frac{G_A}{t_A} (u_s - u_p) \quad (4.3)$$

Après substitution des relations (4.2) dans la dérivée de (4.3), 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 :

$$\frac{d\tau^{(A)}}{dx} = -\frac{G_A}{t_A} \left[\frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{N_p}{E_p t_p} \right] \quad (4.4)$$

De même en dérivant l'équation (4.4) et en utilisant (4.1), on trouve :

$$\frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} - \beta_A^2 \tau^{(A)} = 0 \quad (4.5)$$

Avec :

$$\beta_A^2 = \frac{G_A}{t_A} \left(\frac{1+S}{S} \right) \frac{1}{E_s t_s} \quad (4.6)$$

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

$$S = \frac{E_p t_p}{E_s t_s} \quad (4.7)$$

La solution générale de l'équation (4.5) est :

$$\tau^{(A)} = C \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) \quad (4.8)$$

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 4.3, il apparaît clair pour un joint double recouvrement que :

$$\tau^{(A)}(0) = 0 \quad (4.9)$$

$$N_p(\ell) = 0$$

$$N_s(\ell) = p \quad (4.10)$$

La condition (4.9) implique que : $B = 0$

La condition (4.10) permet de déterminer l'expression de C :

$$C = -\frac{G_A}{\beta_A t_A \cosh(\beta_A \ell)} \left[\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (4.11)$$

Notant que :

$$P = \sigma_\infty t_s$$

Par conséquent, l'équation (4.8) devient :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A \sinh(\beta_A x)}{\beta_A t_A \cosh(\beta_A \ell)} \left[\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (4.12)$$

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

$$N_s(0) = 0$$

$$N_p(0) = P \quad (4.13)$$

$$N_s(\ell) = P$$

$$N_p(\ell) = 0 \quad (4.14)$$

A partir des équations (4.4), (4.8) et en utilisant les conditions (4.13), (4.14) on trouvera que les constantes d'intégration C et B sont égales respectivement à :

$$C = -\frac{G_A}{\beta_A t_A} \left(-\frac{\sigma_\infty}{E_s S} \right) \quad (4.15)$$

$$B = -\frac{G_A}{\beta_A t_A \sinh(\beta_A \ell)} \left\{ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \left[1 + \frac{\cosh(\beta_A \ell)}{S} \right] \right\} \quad (4.16)$$

Dont S est donnée par la relation (4.7).

D'où :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A \sinh(\beta_A x)}{\beta_A t_A} \left[-\frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right] - \left[\frac{G_A \cosh(\beta_A x)}{\beta_A t_A \sinh(\beta_A \ell)} \right] \left\{ \frac{\sigma_\infty}{E_s} \left[1 + \frac{\cosh(\beta_A \ell)}{S} \right] \right\} \quad (4.17)$$

Pour une longueur de patch suffisamment longue c.-à-d. $\beta_A \ell \gg 1$, les relations (4.12) et (4.17) seront réduites à la même équation :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A e^{-\beta_A \zeta}}{\beta_A t_A} \left(\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right) \quad (4.18)$$

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

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

$$\sinh(\beta_A \ell) \approx \cosh(\beta_A \ell) \approx \frac{e^{\beta_A \ell}}{2}$$

$$\frac{1}{\sinh(\beta_A \ell)} \approx \frac{1}{\cosh(\beta_A \ell)} \approx 0$$

De même, pour des valeurs de x trop petites l'équation (4.17) devient :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A e^{-\beta_A x}}{\beta_A t_A} \left[\frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right] \quad (4.20)$$

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 :

$$\varepsilon_s = \varepsilon_p \quad (4.21)$$

$$E_s \varepsilon_s t_s + E_p \varepsilon_p t_p = \sigma_\infty t_s \quad (4.22)$$

$$\varepsilon_s = \frac{\sigma_\infty t_s}{E_s t_s + E_p t_p} \quad (4.23)$$

$$\sigma_0 = E_s \varepsilon_s = \frac{\sigma_\infty E_s t_s}{E_s t_s + E_p t_p} \quad (4.24)$$

D'un autre côté, le déplacement au point d'interruption peut être évalué à partir de l'équation (4.3) :

$$u_s(x=0) = \frac{1}{\beta_A} \left(\frac{\sigma_\infty}{SE_s} \right) \quad (4.25)$$

Sachant que :

$$u_p(x=0)=0$$

4.3.1.2/ Analyse élasto-plastique :

Dans ce cas, la relation (4.3) doit être modifiée et la déformation angulaire sera exprimée par :

$$\gamma^{(A)} = -\frac{u_s - u_p}{t_A} \quad (4.26)$$

Tandis que la contrainte de cisaillement dans la région élastique de l'adhésif (zone de longueur d dans la Figure 4.6) est exprimée par l'équation (4.3). Cependant, à travers la région restante plastique, la contrainte de cisaillement adhésif est considérée comme constante :

$$\tau^{(A)} = -\tau_y^{(A)} = \text{constante} \quad (4.27)$$

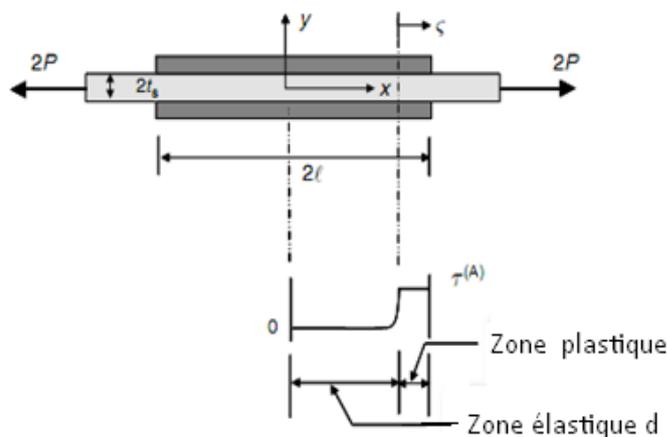


Figure 4.6 : Zones élastique et plastique pour une configuration double recouvrement

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 4.7.

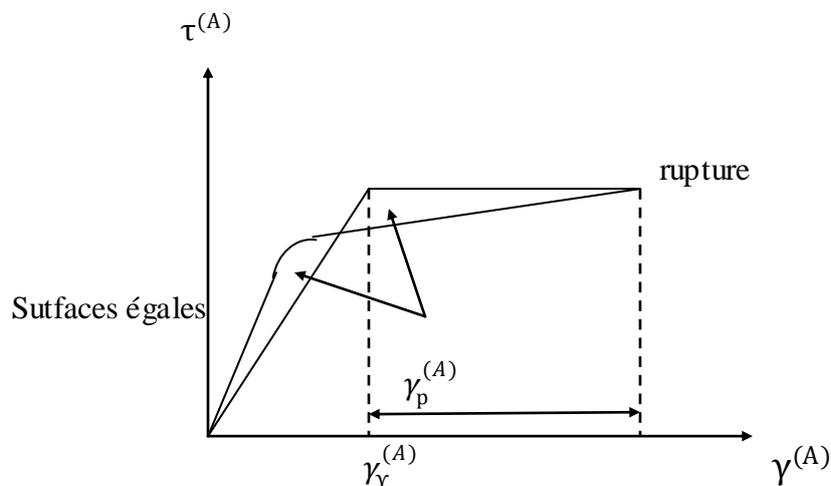


Figure 4.7 : Idéalisation de l'adhésif

La dérivation de l'équation (4.3) et la substitution de la relation (4.2) donnent :

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = -\frac{1}{t_A} \left(\frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{N_p}{E_p t_p} \right) \quad (4.28)$$

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 (4.1), on trouve le résultat suivant :

$$\frac{d^2\gamma^{(A)}}{dx^2} - \underbrace{\frac{G_A}{t_A} \left(\frac{1}{E_s t_s} - \frac{1}{E_p t_p} \right)}_{\beta_A^2} \frac{\tau^{(A)}}{G_A} = 0 \quad (4.29)$$

La résolution de l'équation différentielle donne comme solution :

$$\begin{aligned} \gamma^{(A)} &= D \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) & \text{Si } |\tau^{(A)}| < \tau_Y^{(A)} \\ \gamma^{(A)} &= -\frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta^2 + Cx + F & \text{Si } |\tau^{(A)}| = \tau_Y^{(A)} \end{aligned} \quad (4.30)$$

Ces équations peuvent être réécrites de la façon suivante :

$$\gamma^{(A)} = D \sinh(\beta_A x) \quad \text{Si } |x| \leq d \quad (4.31)$$

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta^2 + C\zeta + F \quad \text{Si } |x| > d \text{ ou } 0 \leq \zeta < l - d \quad (4.32)$$

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

$$\gamma^{(A)} = -\frac{\tau_Y^{(A)}}{G_A} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à } x = d \text{ et } \zeta = 0 \quad (4.33)$$

$$\frac{d\gamma_Y^{(A)}}{dx} = \frac{d\gamma_Y^{(A)}}{d\zeta} \quad \text{à } x = d \text{ et } \zeta = 0 \quad (4.34)$$

$$\frac{d\gamma_Y^{(A)}}{dx} = -\frac{1}{t_A} \left[\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad \text{à } \zeta = l - d \quad (4.35)$$

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

$$D = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\sinh(\beta_A d)} \quad (4.36)$$

$$C = -\frac{\beta_A \gamma_Y^{(A)}}{\tanh(\beta_A d)} \quad (4.37)$$

$$F = -\gamma_Y^{(A)} \quad (4.38)$$

$$\frac{\beta_A \cdot d \cdot \tanh(\beta_A d) - 1}{\tanh(\beta_A d)} = \beta_A \ell - \frac{1}{\beta_A t_A \gamma_Y^{(A)}} \left[\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] \quad (4.39)$$

D'où enfin :

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma^{(A)} = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\sinh(\beta_A d)} \sinh(\beta_A x) \quad \text{Si } |x| \leq d \\ \gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \left[1 + \frac{\beta_A}{\tanh(\beta_A d)} \zeta + \frac{\beta_A^2}{2} \zeta^2 \right] \quad \text{Si } 0 \leq \zeta \leq \ell - d \end{array} \right. \quad (4.40)$$

$$\gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \left[1 + \frac{\beta_A}{\tanh(\beta_A d)} \zeta + \frac{\beta_A^2}{2} \zeta^2 \right] \quad \text{Si } 0 \leq \zeta \leq \ell - d \quad (4.41)$$

La constante d est calculée à partir de l'équation (4.39). Pour des valeurs de $\beta_A d \gg 1$. La charge maximale à la rupture P_{\max} sera déterminée par l'équation (4.41) et donnée par la relation :

$$\frac{P_{\max} \beta_A}{\tau_Y^{(A)}} = \left(1 + \frac{1}{S} \right) \left[\sqrt{1 + \frac{2\gamma_r^{(A)}}{\gamma_Y^{(A)}}} \right] \quad (4.42)$$

Dans le cas d'un joint à double bracelet, la zone plastique apparaît dans les deux zones, près de l'interruption et au bord du patch, comme il est présenté dans la Figure 4.8 où les contraintes de cisaillement sont importantes.

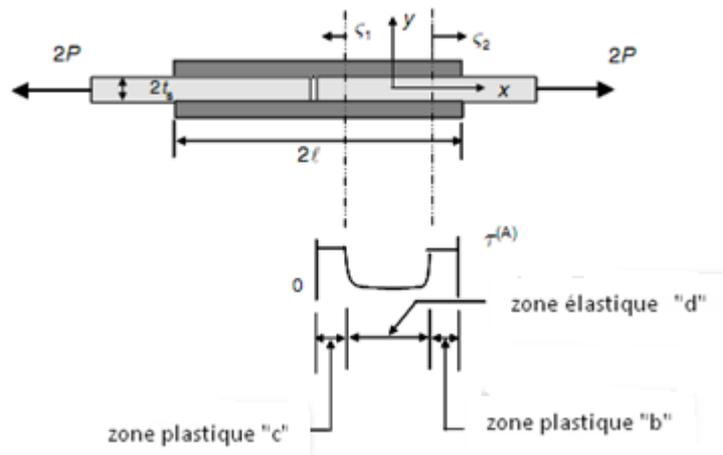


Figure 4.8 : Zones élastique et plastique pour une configuration double bracelet

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 :

$$\gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à} \quad x = -\frac{d}{2} \quad \text{ou} \quad \zeta_1 = 0 \quad (4.44)$$

$$\gamma^{(A)} = -\gamma_Y^{(A)} \quad \text{à} \quad x = +\frac{d}{2} \quad \text{ou} \quad \zeta_2 = 0 \quad (4.44)$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = -\frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_1} \quad \text{à} \quad x = -\frac{d}{2} \quad \text{ou} \quad \zeta_1 = 0 \quad (4.45)$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{dx} = \frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_2} \quad \text{à} \quad x = +\frac{d}{2} \quad \text{ou} \quad \zeta_2 = 0 \quad (4.46)$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_1} = -\frac{1}{t_A} \left[\frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} \right] \quad \text{à} \quad \zeta_1 = c \quad (4.47)$$

$$\frac{d\gamma^{(A)}}{d\zeta_1} = -\frac{1}{t_A} \left[\frac{\sigma_\infty t_s}{E_s t_s} \right] \quad \text{à} \quad \zeta_1 = b \quad (4.48)$$

Avec : $c+d+b = \ell \quad (4.49)$

La recherche de la solution de l'équation (4.30) donne :

$$\gamma^{(A)} = C \sinh(\beta_A x) + B \cosh(\beta_A x) \quad \text{avec} \quad -\frac{d}{2} \leq x \leq \frac{d}{2} \quad (4.50)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta_1^2 + D\zeta_1 + F \quad \text{avec} \quad 0 \leq \zeta_1 \leq c \quad (4.51)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\beta_A^2 \tau_Y^{(A)}}{2G_A} \zeta_2^2 + H\zeta_2 + J \quad \text{avec} \quad 0 \leq \zeta_2 \leq b \quad (4.52)$$

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

$$C=0 \quad (4.56)$$

$$B = -\frac{\gamma_Y^{(A)}}{\cosh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right)} \quad (4.55)$$

$$D = -\beta_A \gamma_Y^{(A)} \tanh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right) \quad (4.57)$$

$$F = -\gamma_Y^{(A)} \quad (4.53)$$

$$J = -\gamma_Y^{(A)} \quad (4.54)$$

$$H = -\beta_A \gamma_Y^{(A)} \tanh\left(\frac{\beta_A d}{2}\right) \quad (4.58)$$

Avec les distances des zones plastiques sont données par :

$$c = \frac{1}{t_A \beta_A^2 \gamma_Y^{(A)}} \left[\frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} \right] - \frac{\tanh\left[\frac{\beta_A(\ell-b-c)}{2}\right]}{\beta_A} \quad (4.59)$$

$$b = \frac{1}{t_A \beta_A^2 \gamma_Y^{(A)}} \left[\frac{\sigma_\infty}{E_s} \right] - \frac{\tanh\left[\frac{\beta_A(\ell-b-c)}{2}\right]}{\beta_A} \quad (4.60)$$

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

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

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

$$\sigma_{0Y} = \frac{\tau_y^{(A)}}{\beta_A t_s} \quad (4.61)$$

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

$$u_s(\zeta_1 = c) = \frac{t_A \gamma_Y^{(A)}}{2G_A} \left[1 + \left(\frac{\sigma_0}{\sigma_{0Y}} \right)^2 \right] \quad (4.62)$$

4.3.1.3/ 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 4.9).

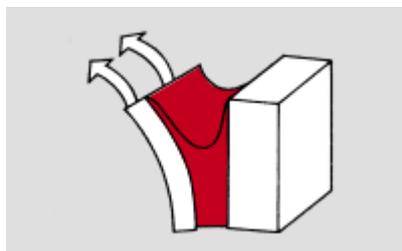


Figure 4.9 : Illustration de la contrainte de pelage

La géométrie et la nomenclature, concernant cette analyse sont illustrées dans la Figure 4.10. L'établissement des équations différentielles gouvernant le patch externe sont :

- Pour l'équilibre des moments :

$$\frac{dM_p}{dx} = V_p - \frac{\tau^{(A)} t_p}{2} \quad (4.63)$$

- Pour l'équilibre des forces :

$$\frac{dV_p}{dx} = \sigma^{(A)} \quad (4.64)$$

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

$$\frac{d^2 w_p}{dx^2} = - \frac{M_p}{D_p} \quad (4.65)$$

Aussi, la relation déformation-contraintes est exprimée par :

$$\varepsilon^{(A)} = \frac{\sigma^{(A)}}{E_A} = \frac{w_p - w_s}{t_A} = \frac{w_p}{t_A} \quad (4.66)$$

À partir des équations (4.63), (4.64), (4.65) et (4.66), on peut aboutir à l'équation différentielle suivante :

$$\frac{d^4 w_p}{dx^4} + \frac{E_A}{D_p t_A} w_p = 0 \quad (4.67)$$

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

$$w_p = C e^{-\hat{\nu}x} \cos(\hat{\nu}x) + B e^{-\hat{\nu}x} \sin(\hat{\nu}x) \quad (4.68)$$

La direction x est prise comme elle est présentée dans la Figure 4.9.

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

Avec :

$$\hat{\nu} = \left(\frac{E_A}{4D_p t_A} \right)^{1/4} \quad (4.69)$$

$$M_p = - D_p \frac{d^2 w_p}{dx^2} = 0 \quad \text{à } x = 0 \quad (4.70)$$

Et

$$\frac{d w_p}{dx} - \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{2} = - D_p \frac{d^3 w_p}{dx^3} \quad \text{à } x = 0 \quad (4.71)$$

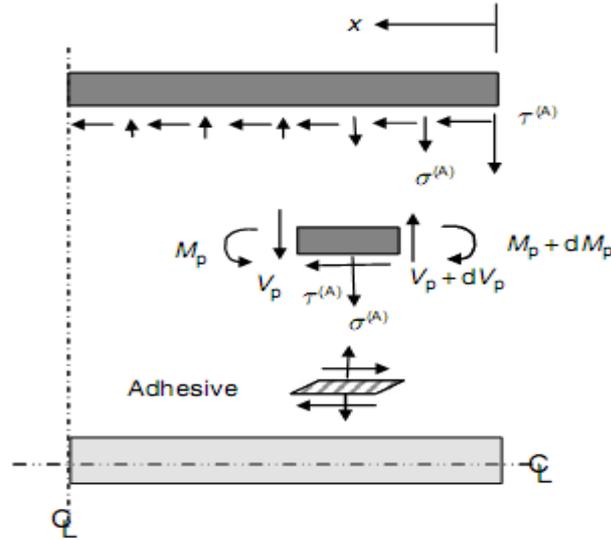


Figure 4.10 : Géométries d'analyse des contraintes de pelage pour un joint double recouvrement

On peut déduire de la condition (4.70) :

$$\left. \frac{d^2 w_p}{dx^2} \right|_{x=0} = 2\hat{\nu}^2 e^{-\hat{\nu}x} [C \sin(\hat{\nu}x) - B \cos(\hat{\nu}x)] \Big|_{x=0} = 0 \quad (4.72)$$

$$\text{D'où :} \quad B=0 \quad (4.73)$$

De la condition (4.71), on trouve :

$$\left. \frac{d^3 w_p}{dx^3} \right|_{x=0} = 2C\hat{\nu}^3 [-\sin(\hat{\nu}x) + \cos(\hat{\nu}x)] e^{-\hat{\nu}x} + 2B\hat{\nu}^3 [\cos(\hat{\nu}x) + \sin(\hat{\nu}x)] e^{-\hat{\nu}x}$$

$$\frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{2D_p} = 2\hat{\nu}^3 (C + B) \quad (4.74)$$

$$\text{C'est-à-dire :} \quad C = \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{4D_p \hat{\nu}^3} \quad (4.75)$$

Et enfin à partir de (4.68) et connaissant C et B, la solution sera exprimée par :

$$w_p = \frac{\tau_Y^{(A)} t_p}{4D_p \hat{\nu}^3} \cos(\hat{\nu}x) e^{-\hat{\nu}x} \quad (4.76)$$

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

$$\sigma_{\max}^{(A)} = \tau_Y^{(A)} \left(\frac{3E_A t_p}{E_p t_A} \right)^{1/4} \quad (4.77)$$

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 :

$$\sigma_{\max}^{(A)} = \tau_{\max}^{(A)} \left(\frac{3E_A t_p}{E_p t_A} \right)^{1/4} \quad (4.78)$$

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

Dans le cas où le patch est suffisamment long :

$$\tau_{\max}^{(A)} = \tau_Y^{(A)} \quad (4.79)$$

4.3.2/ Joint simple recouvrement-simple bracelet :

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 4.11 montre la géométrie des configurations pour les joints simple recouvrement et simple bracelet.

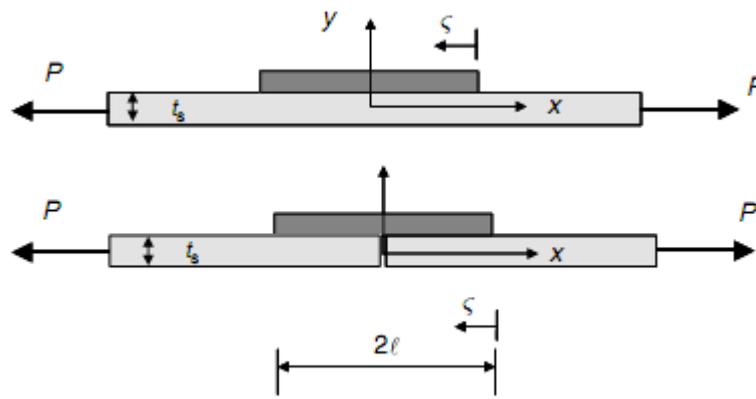


Figure 4.11 : Configuration du joint simple recouvrement et simple bracelet

4.3.2.1/ 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 4.12). 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 :

$$M_H = -Pw_H \quad |x| > \ell \quad (4.80)$$

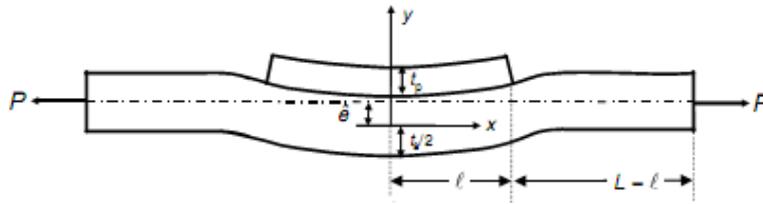


Figure 4.12 : Déformée d'un joint simple recouvrement

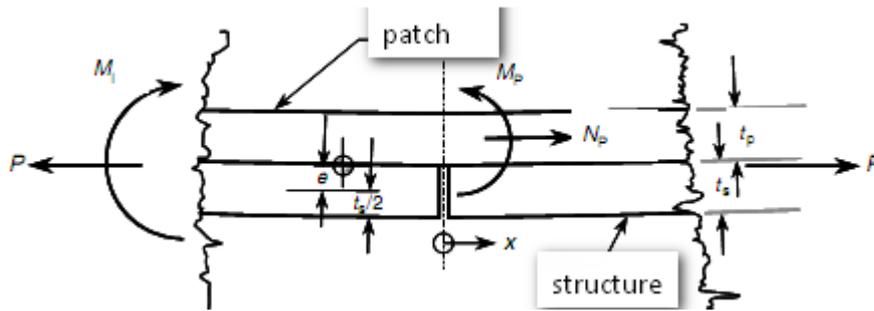


Figure 4.13 : Distribution des moments pour un joint simple bracelet

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

$$M_I = -P(w_I + \hat{e}) = -P(w_I + \hat{e}) \quad |x| \leq \ell \quad (4.81)$$

Avec :

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

De façon similaire à l'équation (4.65), les relations reliant les moments à la courbure sont :

$$M_H = -D_s \frac{d^2 w_H}{dx^2} \quad (4.82)$$

$$M_I = -D_I \frac{d^2 w_I}{dx^2} \quad (4.83)$$

Sachant que :

$$D_s = \frac{E_s t_s^3}{12}$$

$$D_I = I_M \cdot D_s \quad (4.84)$$

$$\text{Et} \quad I_M = 1 + \frac{E_s t_s^3}{E_p t_p^3} + \frac{1 + \left(1 + \frac{t_s}{t_p}\right)^2}{1 + \left(\frac{E_p t_p}{E_s t_s}\right)} \quad (4.85)$$

En substituant les équations respectives (4.82) et (4.83) dans (4.80) et (4.81), on trouve :

$$\frac{d^2 w_H}{dx^2} - \frac{P}{D_s} w_H = 0 \quad (4.86)$$

$$\frac{d^2 w_I}{dx^2} - \frac{P}{D_I} w_I = \frac{P \cdot (\hat{e})}{D_I} \quad (4.87)$$

La résolution de ces deux équations différentielles donne comme solutions :

$$w_H = D \cosh(\xi_H x) + B \sinh(\xi_H x) \quad \text{avec} \quad |x| > l \quad (4.88)$$

$$w_I = C \cosh(\xi_I x) + F \sinh(\xi_I x) - \hat{e} \quad \text{avec} \quad |x| \leq l \quad (4.89)$$

$$\text{Dont :} \quad \xi_H = \sqrt{\frac{P}{D_s}} \quad (4.90)$$

$$\xi_I = \sqrt{\frac{P}{D_I}} \quad (4.91)$$

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

$$\left. \frac{dw_I}{dx} \right|_{x=0} = 0 \quad (4.92)$$

$$\left. \frac{dw_H}{dx} \right|_{(\ell)} = \left. \frac{dw_I}{dx} \right|_{(\ell)} \quad (4.93)$$

$$w_H(\ell) = w_I(\ell) \quad (4.94)$$

$$w_H(L) = 0 \quad (4.95)$$

Leur application permet de déduire les constantes d'intégrations :

$$F=0 \quad (4.96)$$

$$D = -B \tanh(\xi_H L) \quad (4.97)$$

$$B[-\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H \ell) + \sinh(\xi_H \ell)] = C \cosh(\xi_I \ell) - \hat{e} \quad (4.98)$$

$$C = B \frac{[\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H \ell) + \sinh(\xi_H \ell)]}{\cosh(\xi_I \ell)} + \frac{(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell)} \quad (4.99)$$

De l'équation (4.93) on aboutit à :

$$\xi_I C \sinh(\xi_I \ell) = B \xi_H [-\tanh(\xi_H L) \sinh(\xi_H \ell) + \cosh(\xi_H \ell)] \quad (4.100)$$

Par substitution de (4.99) dans (4.100) on aura :

$$B = -\frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_H \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]} \left\{ 1 - \frac{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}{\xi_I \tanh(\xi_H \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]} \right\} \quad (4.101)$$

$$C = \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell)} \left\{ \frac{1}{1 - \frac{\xi_I \tanh(\xi_I \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]}{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}} \right\} \quad (4.102)$$

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

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

$$W_I(x=0) = \frac{\hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell)} \left\{ \frac{1}{1 - \frac{\xi_I \tanh(\xi_I \ell) [\tanh(\xi_H \ell) - \tanh(\xi_H L)]}{\xi_H [1 - \tanh(\xi_H L) \tanh(\xi_H \ell)]}} \right\} - \hat{e} \quad (4.103)$$

Pour des raisons de simplification, on assume que $L \gg 1$ et l'équation (4.89) devient :

$$W_I(x) = \frac{\hat{e} \cosh(\xi_I x)}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - \hat{e} \quad (4.104)$$

Pour déterminer le moment de flexion à l'intérieur de la partie collée on utilise les équations

(4.104) et (4.81), d'où :

$$M_I(x) = -\frac{P \hat{e}}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} \cosh(\xi_I x) \quad (4.105)$$

Par ailleurs, le moment de flexion en dehors de la partie collée est déterminé à partir des équations (4.82), (4.88) et (4.97) d'où :

$$M_H(x) = -D_s \frac{d^2 w_H}{dx^2} = -D_s \xi_H^2 B [-\tanh(\xi_H L) \cosh(\xi_H x) + \sinh(\xi_H x)] \quad (4.106)$$

Dont la constante B est déduite de l'équation (4.101)

C'est à dire :

$$M_H(x) = -\frac{P(\hat{e}) \cdot [\sinh(\xi_H x) - \cosh(\xi_H x)]}{\cosh(\xi_H \ell) \left[1 - \tanh(\xi_H \ell) \left[1 + \frac{\xi_H}{\xi_I \tanh(\xi_I \ell)} \right] \right]} \quad (4.107)$$

$$\text{Ou encore : } M_H(\ell) = \frac{P(\hat{e}) \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} \quad (4.108)$$

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 (4.13), 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 (4.105) au point $x = 0$

D'où le moment pour un simple bracelet est :

$$M_1^p(x=0) = - \frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - P \left(\frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \quad (4.109)$$

$$M_1^s(x=0) = 0$$

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

Donc, on considère un élément dx de l'ensemble qui est présenté dans la Figure (4.14)

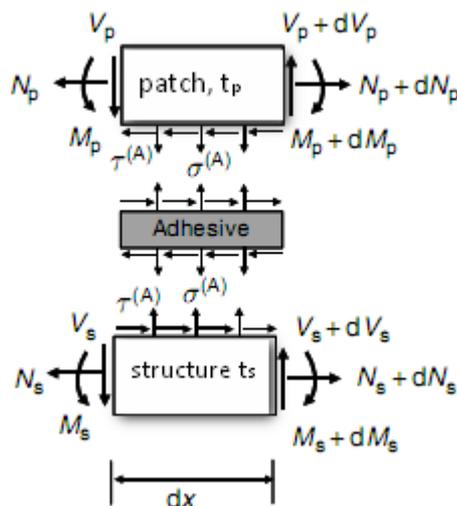


Figure 4.14 : Analyse des contraintes agissant sur un élément dx

A partir de la Figure (4.14), on établit :

- L'équilibre des moments :

$$\frac{dM_p}{dx} = V_p - \frac{\tau^{(A)}t_p}{2} \quad (4.110)$$

$$\frac{dM_s}{dx} = V_s - \frac{\tau^{(A)}t_s}{2} \quad (4.111)$$

- L'équilibre des forces horizontales :

$$\frac{dN_p}{dx} - \tau^{(A)} = 0 \quad (4.112)$$

$$\frac{dN_s}{dx} + \tau^{(A)} = 0 \quad (4.113)$$

- L'équilibre des forces verticales :

$$\frac{dV_p}{dx} - \sigma^{(A)} = 0 \quad (4.114)$$

$$\frac{dV_s}{dx} + \sigma^{(A)} = 0 \quad (4.115)$$

- Relation moments-courbures :

$$\frac{d^2w_p}{dx^2} = -\frac{M_p}{D_p} \quad (4.116)$$

$$\frac{d^2w_s}{dx^2} = -\frac{M_s}{D_s} \quad (4.117)$$

- Relations déformations-déplacements :

$$\varepsilon^{(A)} = \frac{\sigma^{(A)}}{E_A} = \frac{w_p - w_s}{t_A} \quad (4.118)$$

$$\gamma^{(A)} = \frac{\tau^{(A)}}{G_A} = \frac{u_p - u_s}{t_A} \quad (4.119)$$

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 :

$$\frac{du_p}{dx} = \frac{N_p}{E_p t_p} - \frac{M_p t_p}{2D_p} \quad (4.120)$$

$$\frac{du_s}{dx} = \frac{N_s}{E_s t_s} + \frac{M_s t_s}{2D_s} \quad (4.121)$$

Pour le découplage des équations différentielles, gouvernant les contraintes de pelage et de cisaillement $\tau^{(A)}$, cette dernière est assumée constante dans l'équation (4.110) et (4.111). Donc à partir de ces deux équations, on obtient :

$$\frac{d^2 M_s}{dx^2} - \frac{d^2 M_p}{dx^2} = \frac{dV_s}{dx} - \frac{dV_p}{dx} \quad (4.122)$$

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

$$\begin{aligned} w_p &= \frac{1}{2}(w_p - w_s) + \frac{1}{2}(w_s + w_p) = \frac{1}{2}(w_p - w_s) + w_I \\ w_s &= -\frac{1}{2}(w_p - w_s) + \frac{1}{2}(w_s + w_p) = -\frac{1}{2}(w_p - w_s) + w_I \end{aligned} \quad (4.123)$$

Avec w_I est le déplacement vertical moyen de l'ensemble patch-structure et il est déduit de l'équation (4.104). De la relation (4.122) on peut aboutir à l'équation différentielle suivante :

$$-D_s \frac{d^4 w_s}{dx^4} + D_s \frac{d^4 w_p}{dx^4} + 2\sigma^{(A)} = 0 \quad (4.124)$$

$$\frac{(D_s + D_p)}{2} \frac{d^4}{dx^4} (w_s - w_p) + \frac{2E_A}{t_A} (w_s - w_p) = \frac{-(D_s - D_p)d^4 w_I}{dx^4} \quad (4.125)$$

$$\frac{d^4}{dx^4} \left(\frac{w_s - w_p}{2} \right) + \frac{4E_A}{t_A (D_s + D_p)} \left(\frac{w_s - w_p}{2} \right) = - \frac{(D_s - D_p)}{(D_s + D_p)} \frac{d^4 w_I}{dx^4} \quad (4.126)$$

La solution homogène de (4.126) est :

$$\begin{aligned} \left(\frac{w_s - w_p}{2} \right) &= C \cosh(vx) \cos(vx) + B \sinh(vx) \sin(vx) + G \sinh(vx) \cos(vx) \\ &+ H \cosh(vx) \sin(vx) \end{aligned} \quad (4.127)$$

$$\text{Avec :} \quad v^4 = \frac{E_A}{t_A (D_s + D_p)} \quad (4.128)$$

La solution particulière peut être calculée comme suit, de (4.104) on trouve :

$$- \frac{(D_s - D_p)}{(D_s + D_p)} \frac{d^4 w_I}{dx^4} = - \frac{(D_s - D_p) \hat{e} \xi_1^4 \cosh(\xi_1 x)}{(D_s + D_p) \left[\cosh(\xi_1 \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_1 \ell) \right]} \quad (4.129)$$

Soit la solution particulière :

$$\frac{w_s - w_p}{2} = J \cosh(\xi_1 x) \quad (4.130)$$

En introduisant (4.130) dans (4.126) on obtient :

$$J(\xi_1^4 + 4\nu^4) = - \frac{(D_s - D_p)\hat{e} \xi_1^4}{(D_s + D_p) \left[\cosh(\xi_1 \ell) + \frac{\xi_1}{\xi_H} \sinh(\xi_1 \ell) \right]} \quad (4.131)$$

Autrement :

$$J = \frac{(D_s - D_p) \cdot (\hat{e})}{(D_s + D_p) \left(1 + \frac{4\nu^4}{\xi_1^4} \right) \left[\cosh(\xi_1 \ell) + \frac{\xi_1}{\xi_H} \sinh(\xi_1 \ell) \right]}$$

Ou encore :

$$J = - \frac{(D_s - D_p) \cdot (\hat{e})}{\left[(D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left[\cosh(\xi_1 \ell) + \frac{\xi_1}{\xi_H} \sinh(\xi_1 \ell) \right]} \quad (4.132)$$

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 (4.130) peut être simplifiée à :

$$\frac{w_s - w_p}{2} \approx - \frac{(D_s - D_p) \cdot (\hat{e})}{\left[(D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left(1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \right)} e^{-\xi_1 \varsigma} \quad (4.133)$$

Donc :

$$\frac{w_s - w_p}{2} = C_c e^{-\xi_1 \varsigma}$$

Sachant que :

$$\varsigma = \ell - x$$

D'où :

$$C_c = - \frac{(D_s - D_p) \cdot (\hat{e})}{\left[(D_s + D_p) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \right]} \quad (4.134)$$

D'un autre côté, la solution homogène de (4.126) devient :

$$\frac{w_s - w_p}{2} \approx e^{-\nu \varsigma} [C \cos(\nu \varsigma) + B \sin(\nu \varsigma)] \quad (4.135)$$

La solution générale de l'équation différentielle (4.126) est :

$$\frac{w_s - w_p}{2} = e^{-\nu \varsigma} [C \cos(\nu \varsigma) + B \sin(\nu \varsigma)] + C_c e^{-\xi_1 \varsigma} \quad (4.136)$$

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 :

$$\int_0^\infty \sigma^{(A)} dx = - \frac{E_A}{t_A} \int_0^\infty (w_s - w_p) dx = 0 \quad (4.137)$$

$$C + B + \frac{2\nu C_c}{\xi_1} = 0 \quad (4.138)$$

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

Donc :

$$\begin{aligned} \frac{M_P}{D_P} - \frac{M_S}{D_S} \Big|_{x=\ell \text{ ou } \varsigma=0} &= \frac{d^2}{d\varsigma^2} (W_S - W_P) \Big|_{x=\ell \text{ ou } \varsigma=0} \\ &= 4v^2 e^{-v\varsigma} [C \sin(v\varsigma) + B \cos(v\varsigma)] + 2\xi_1^2 C_c e^{-\xi_1\varsigma} \Big|_{\varsigma=0} \\ &= 4v^2 B + 2 \xi_1^2 C_c \\ &= -\frac{M_H(\ell)}{D_S} \end{aligned}$$

$$\text{On peut alors tirer : } B = -\frac{M_H(\ell)}{4D_S v^2} - \frac{\xi_1^2 C_c}{2v^2} \quad (4.139)$$

Remplaçons la valeur de B dans (4.138), on aura :

$$C = \frac{M_H(\ell)}{4D_S v^2} + \frac{\xi_1^2 C_c}{2} - \frac{2v C_c}{\xi_1} \quad (4.140)$$

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

$$B = -\frac{P(\hat{e}) \frac{\xi_1}{\xi_H} \tanh(\xi_1 \ell)}{4D_S v^2 \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \tanh(\xi_1 \ell) \right]} + \frac{\xi_1^2 (D_S - D_P) \cdot (\hat{e})}{2v^2 \left[(D_S + D_P) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \right]} \quad (4.141)$$

$$C = \frac{P(\hat{e}) \frac{\xi_1}{\xi_H} \tanh(\xi_1 \ell)}{4D_S v^2 \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \tanh(\xi_1 \ell) \right]} - \left(\frac{\xi_1^2}{2v^2} - \frac{2v}{\xi_1} \right) \frac{(D_S - D_P) \cdot (\hat{e})}{2v^2 \left[(D_S + D_P) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \right]} \quad (4.142)$$

Donc la valeur de la contrainte de pelage maximale peut être calculée de (4.118) et (4.136), comme :

$$\begin{aligned} \sigma_{\max}^{(A)} &= -\frac{E_A}{t_A} (W_S - W_P) \Big|_{\varsigma=0} \\ \sigma_{\max}^{(A)} &= -\frac{P(\hat{e}) E_A \tanh(\xi_1 \ell)}{2D_S v^2 t_A \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \tanh(\xi_1 \ell) \right]} + \frac{E_A}{t_A} \left(\frac{\xi_1^2}{v^2} - \frac{4v}{\xi_1} + 2 \right) \frac{(D_S - D_P) \cdot (\hat{e})}{\left[(D_S + D_P) + \frac{4E_A}{t_A \xi_1^4} \right] \left[1 + \frac{\xi_1}{\xi_H} \right]} \end{aligned} \quad (4.143)$$

La contrainte de pelage au niveau de l'interruption de la structure est calculée de l'équation différentielle (4.126). 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 :

$$\frac{M_P}{D_P} - \frac{M_S}{D_S} \Big|_{x=0} = \frac{d^2}{d\zeta^2} (W_S - W_P) \Big|_{x=0}$$

Avec :

$$M_1^P(x=0) = - \frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_H \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} - P \left(\frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right)$$

Et

$$M_1^S(x=0) = 0$$

De l'équation (4.109) on obtient :

$$B = \frac{M_1^P(0)}{4v^2 D_P} = - \frac{1}{4v^2 D_P} \left[\frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} + P \left(\frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right] \quad (4.144)$$

$$C = -B = - \frac{M_1^P(0)}{4v^2 D_P} = - \frac{1}{4v^2 D_P} \left[\frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} + P \left(\frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right]$$

Et la valeur de la contrainte de pelage maximale devient :

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

C'est-à-dire :

$$\sigma_{\max}^{(A)} = - \frac{E_A}{2v^2 D_P t_A} \left[\frac{P(\hat{e})}{\cosh(\xi_I \ell) + \frac{\xi_I}{\xi_H} \sinh(\xi_I \ell)} + P \left(\frac{t_p + t_s}{2} - \hat{e} \right) \right] \quad (4.145)$$

4.3.2.3/ Détermination de la contrainte de cisaillement :

Pour le calcul de la contrainte de cisaillement on utilise les équations de l'équilibre précédente de (4.110) à (4.118) 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 :

$$\frac{d^2 u_P}{dx^2} = \frac{\tau^{(A)}}{E_P t_P} - \frac{t_P}{2D_P} \left(V_P - \frac{\tau^{(A)} t_P}{2} \right) \quad (4.150)$$

Et

$$\frac{d^2 u_S}{dx^2} = \frac{1}{E_S t_S} \frac{dN_S}{dx} + \frac{t_S}{2D_S} \frac{dM_S}{dx}$$

$$\text{D'où : } \quad \frac{d^2 u_s}{dx^2} = \frac{\tau^{(A)}}{E_s t_s} + \left(V_s - \frac{\tau^{(A)} t_s}{2} \right) \left(\frac{t_s}{2D_s} \right) \quad (4.151)$$

Après soustraction (4.151) de (4.150) et introduisons l'équation (4.119), on trouve :

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

$$\text{Où : } \quad \frac{t_A}{G_A} \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} = \left(\frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \tau^{(A)} - \frac{V_p t_p}{2D_p} - \frac{V_s t_s}{2D_s} + \left(\frac{t_p^2}{4D_p} + \frac{t_s^2}{4D_s} \right) \tau^{(A)} \quad (4.152)$$

En dérivant (4.152), on obtient :

$$\frac{t_A}{G_A} \frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} = 4 \left(\frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} - \sigma^{(A)} \left(\frac{t_p}{2D_p} - \frac{t_s}{2D_s} \right) \quad (4.153)$$

$$\text{Enfin : } \quad \frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} - \frac{4G_A}{t_A} \left(\frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} = - \frac{G_A}{t_A} \left(\frac{t_p}{2D_p} - \frac{t_s}{2D_s} \right) \sigma^{(A)} \quad (4.154)$$

Pour raison d'équilibre de l'ensemble, la partie droite sera identiquement nulle d'où l'équation (4.154) devient :

$$\frac{d^3 \tau^{(A)}}{dx^3} - \frac{4G_A}{t_A} \left(\frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \approx 0 \quad (4.155)$$

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

$$\text{D'où : } \quad \frac{d^2 \tau^{(A)}}{dx^2} - \frac{4G_A}{t_A} \left(\frac{1}{E_p t_p} + \frac{1}{E_s t_s} \right) \tau^{(A)} = C \quad (4.156)$$

Dont la solution de l'équation (4.156) est :

$$\tau^{(A)} = D \cosh(2\beta_A x) + B \sinh(2\beta_A x) + C \quad (4.157)$$

Pour déterminer les constantes d'intégrales D, B et C on utilise les conditions aux limites sur

$\tau^{(A)}$ et $\frac{d\tau^{(A)}}{dx}$:

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

$$\text{Et } \quad \frac{d\tau^{(A)}}{dx} = \frac{G_A}{t_A} \left[\frac{N_p}{E_p t_p} - \frac{M_p t_p}{2D_p} - \frac{N_s}{E_s t_s} - \frac{M_s t_s}{2D_s} \right] \quad (4.158)$$

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

$$N_s(\ell) = P$$

$$N_p(\ell) = 0$$

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

En ajoutant :

$$M_s(\ell) = M_H(\ell)$$

$$M_p(\ell) = 0 \quad (4.159)$$

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 :

$$\int_0^\ell \tau^{(A)} dx = N_p(0) \quad (4.160)$$

De l'équation (4.24), 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 (4.160) 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 :

$$\tau^{(A)} = B e^{-2\beta_A x} + C \quad (4.161)$$

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 $\frac{d\tau^{(A)}}{dx}$:

$$\left. \frac{d\tau^{(A)}}{dx} \right|_{x=\ell \text{ or } \varsigma=0} = \left[-\frac{P}{E_s t_s} - \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{t_A} = -2\beta_A B \quad (4.162)$$

D'où :

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

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 :

$$\tau_{\max}^{(A)} = \frac{S}{(1+S)\ell} \sigma_\infty t_s + \left[\frac{P}{E_s t_s} + \frac{t_s M_H(\ell)}{D_s} \right] \frac{G_A}{2\beta_A t_A} \left(1 - \frac{1}{2\beta_A \ell} \right) \quad (4.163)$$

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 :

$$N_p(0) = P$$

$$N_s(0) = 0$$

$$M_p(0) = M_I^P$$

$$M_s(0) = 0 \quad (4.164)$$

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 :

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

D'où les valeurs des constantes B et C :

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

$$C = \frac{1}{1+S} \left[\frac{\sigma_\infty t_s}{\ell} \right] - \frac{1}{4\beta_A^2 \ell} \left[\frac{M_I^P(0) t_p}{2D_p} - \frac{\sigma_\infty t_s}{E_p t_p} \right] \left(\frac{G_A}{t_A} \right) \quad (4.165)$$

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

$$\tau_{\max}^{(A)} = \frac{1}{1+S} \left(\frac{\sigma_{\infty} t_s}{\ell} \right) + \frac{G_A}{2\beta_A t_A} \left[\frac{M_1^P(0)t_p}{2D_p} - \frac{\sigma_{\infty} t_s}{E_p t_p} \right] \left(1 - \frac{1}{2\beta_A \ell} \right) \quad (4.166)$$

4.4/ Objectifs des réparations :

La réparation des structures par le collage d'un patch composite est utilisée pour prolonger la vie des composants défectueux ou mal conçus à un coût raisonnable. Ces réparations ont généralement un des trois objectifs :

- L'amélioration de la fatigue se réfère au collage des patches composites aux structures afin de réduire le niveau de contraintes, augmenter la résistance au vieillissement et en minimiser les inspections répétées.
- La réparation d'une structure fissurée peut être effectuée, par le collage à la structure d'un patch externe, dans le but d'arrêter ou de ralentir la propagation de la fissure.
- Des dommages de corrosion sont éliminés par meulage des matériaux dans la partie endommagée et peut être renforcée avec le matériau de remblai et d'un patch collé afin de rétablir la capacité initiale de charge.

4.5/ Processus de réparation par collage :

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

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

4.5.1/ Évaluation des dommages :

L'évaluation de la structure défectueuse est requise avant la conception de la réparation. La faille peut soit en vertu de la conception ou des dommages réels, telles que les fissures ou la corrosion. Une telle évaluation prend en compte non seulement les détails de conception structurelle, mais aussi une compréhension des milieux naturels dans lesquels la structure est soumise au cours de sa vie et de la cause du dommage. Une réparation doit satisfaire à toutes les conditions prévues que la structure d'origine doit satisfaire. Ces conditions incluent, la charge ultime, la durabilité, la tolérance aux dommages, l'environnement, et la fonction aérodynamique. Lors de l'évaluation de l'endommagement de la structure, qui est le point de départ de la conception d'une réparation, la liste présente contient des informations qui peuvent être nécessaires pour concevoir une réparation adéquate :

- Type de matériau

- Géométrie de la structure en cours de réparation
- Des structures additionnelles
- Les exigences d'inflammabilité
- Poids et équilibre
- Contraintes thermodynamiques
- Environnement

4.5.2/ Conception d'une réparation :

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

Une bonne conception d'une opération de réparation doit satisfaire les points suivants :

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

4.5.3/ Installation de la réparation :

Des considérations primaires doivent être prises pour l'installation d'une opération de réparation qui sont :

- La préparation de surface.
- Le chauffage.
- Les méthodes de pressurisation.
- Le processus d'inspections.

La préparation de la surface est nécessaire pour une compatibilité du patch et la structure à réparer, et une bonne adhérence du patch afin d'améliorer la résistance et la durabilité. L'opération repose sur deux techniques qui sont les plus efficaces : une anodisation à l'acide phosphorique (AAP), et le sablage du silane (GBS). En premier temps les contaminants de

surface (peinture, mastics, etc.) sont enlevés par l'usage abrasif et des produits de nettoyage. Puis on procède à une électro-modification chimique induite par l'effet d'anodisation, ensuite on passe au sablage qui implique un léger décapage pour l'oxyde d'aluminium, et l'application d'un agent de couplage liant à la fois la structure et l'adhésif. La pression appliquée pendant le séchage, réduit les espaces vides dans la ligne d'adhérence et assure le contact entre le patch, l'adhésif, et la structure. La technique la plus courante de pressurisation est le sac d'aspirateur. Les patches sont collés sur les structures habituellement à une température précise.

4.6/ Avantage de la réparation par collage :

Une fois que la décision a été prise qu'une structure défectueuse doit être réparée plutôt que remplacée, l'étape suivante est la phase de réparation. Les principales techniques pour fixer une pièce de réparation de la structure endommagée sont la fixation des attaches mécaniques (rivets ou boulons), le soudage et le collage. Cette dernière technique présente des avantages remarquables par rapport aux autres, dont on peut citer :

- Répartition homogène des contraintes comparée aux techniques de boulonnage ou de rivetage qui concentrent localement les contraintes. ce collage offre ainsi une répartition homogène des contraintes et permet d'en limiter les pics.
- Aucun changement de la surface et de la texture des matériaux assemblés : Les températures de soudure peuvent modifier les matériaux et donc les propriétés mécaniques des substrats. De plus, la soudure, le rivetage et le boulonnage affectent tous l'aspect visuel des pièces.

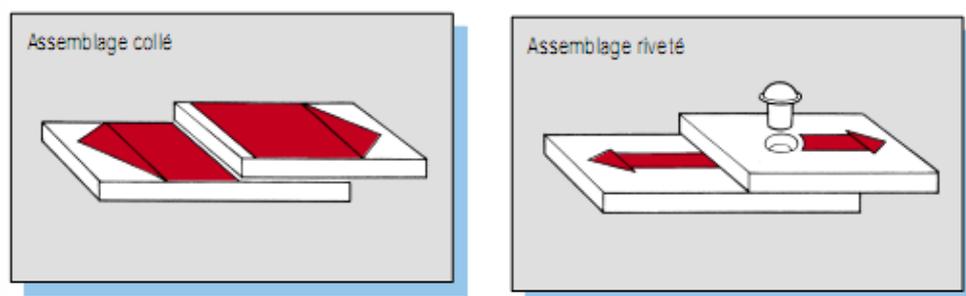


Figure 4.15 : Assemblage par collage et rivetage

- Gain de poids : Les adhésifs sont particulièrement adaptés pour les constructions légères, où de fines pièces qui doivent être assemblées.
- Liaisons étanches : Les adhésifs agissent également en tant que produits d'étanchéité, évitant la perte de pression ou de liquide, bloquant la pénétration de la condensation d'eau et protégeant ainsi de la corrosion.

- Aptitude à prendre des formes géométriques très complexes.
- La facilité avec laquelle la réparation elle-même peut être enlevée et remplacée pour faciliter les travaux ultérieurs
- Assemblage de substrats différents et réduction du risque de corrosion : L'adhésif forme un film protecteur évitant la corrosion. Lorsque différents types de métaux sont assemblés, il agit également en tant qu'isolant électrique et thermique

L'inconvénient majeur de réparations par collage est leur complexité. Processus d'installation et des contrôles sont très stricts. Les techniciens n'ont généralement pas besoin de formation spéciale ou d'expérience pour installer des réparations rivetées. Une telle formation ou expérience est une condition nécessaire pour des réparations par collage.

5.1/ Introduction :

Dans nos jours, les besoins de l'humanité excessifs à des matériaux très spécifiques, qui répondent aux exigences de service très sévères dans le domaine industriel, tels que les chargements mécanique et thermique trop élevés, et milieux corrosifs, qu'ont poussés les chercheurs à aboutir avec succès à des matériaux tels que les composites. Malheureusement ces derniers souffrent comme les matériaux classiques des phénomènes d'endommagement multiples, tels que la corrosion, la fissuration, l'usure...etc.

Parmi plusieurs causes qui donnent naissance à l'apparition des premiers dommages dans les structures dont certains d'entre eux sont inévitables, comme le déversement d'un acide au court du service, les chocs des oiseaux qui heurtent un avion surtout lors de l'atterrissage. Ces structures peuvent causer d'immenses dégâts matériels, ainsi qu'humains, si une décision n'est pas prise à leurs propos au moment convenable. Cette décision peut être une réparation par le collage d'un patch composite sur les deux faces de la pièce, ou sur une seule si la seconde n'est pas accessible, afin de récupérer au maximum les propriétés du matériau. Cette décision représente une bonne solution envisagée, parce que la substitution de la pièce endommagée est souvent couteuse, et est appliquée seulement lorsque le niveau des dommages est sévère. A partir de ce contexte, notre étude a pour objectifs essentiels :

- Analyse de la variation de la contrainte de cisaillement et de la contrainte de pelage le long de la couche adhésive pour deux types de configuration des joints collés : le premier est un joint à recouvrement simple et double, et le deuxième est un joint simple ou double bracelet. Cette variation nous permettra de déterminer les zones critiques dans le patch composite.

Étude paramétrique du comportement élastique de l'ensemble (Al/SiC-carbone/époxyde-FM73). Les paramètres qui entrent en jeu et influent sur la variation de contraintes de cisaillement et de pelage tels que la nature du matériau du patch, ses dimensions (longueur et épaisseur), et enfin l'épaisseur de la couche adhésive.

5.2/ Propriétés de l'ensemble (Al/SiC-Carbone/époxyde-FM 73) :

Les matériaux composites à matrice métallique (CMM) présente un fort potentiel pour les applications aérospatiale et aéronautique, leur utilisation dans ce domaine n'a cessé de surmonter. C'est ce que justifie notre intérêt de considération d'un type de tels matériaux (Al/SiC) dans notre étude.

Le matériau désigné par (Al/SiC) est un composite constitué d'une matrice d'Aluminium alliée principalement avec le cuivre. Cette matrice est renforcée par des particules de carbure de Silicium sous forme de microbilles dont le taux de renfort représente 15%. L'ordre de grandeur du diamètre des particules est de $(5-50)\mu m$ avec un module d'Young de l'ordre de 480 GP. Ce matériau représente la structure endommagée et est considéré comme étant un matériau composite mâât ayant un comportement isotrope.

Les deux matériaux utilisés comme patch permettant de renforcer ou de réparer une structure endommagée, et qui sont principalement introduits dans le domaine aéronautique, sont de types : carbone/époxyde et bore/époxyde. Ce dernier à été utilisé avec succès dans les années 80, tandis qu'il est interdit actuellement en France parce que la fibre de bore est cancérigène [29]. C'est pourquoi qu'on a choisi l'utilisation seule du type Carbone/époxyde, qui est un matériau composite à renforcement unidirectionnel comportant une matrice d'époxyde enrobant des fibres longues de carbone alignés dans une seule direction. Le taux de renfort est choisi égal à 0.7 et les fibres composant toutes les couches sont orientées à 0° .

Le patch est collé à la structure par l'intermédiaire d'une couche adhésive mince constituée de résine époxyde. Les caractéristiques de l'ensemble (structure-colle-patch) sont répertoriées dans le tableau 5.1 :

	Type de matériau	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	ν_{12} (ν),	G_{12} (G) (GPa)
structure	Al2124/SiC	90.8	90.8	0.31	37.2
Patch	Carbone époxyde (T300)	181	10.3	0.28	7.17
Colle	FM 73	2	2	0.33	1.89

Tableau 5.1 : Propriétés mécaniques de l'ensemble (structure-colle-patch)

5.3/ Étapes de calcul :

Dans cette présente étude, on a établi un programme en Fortran (CCJRB) représenté par un organigramme de la Figure 5.1.

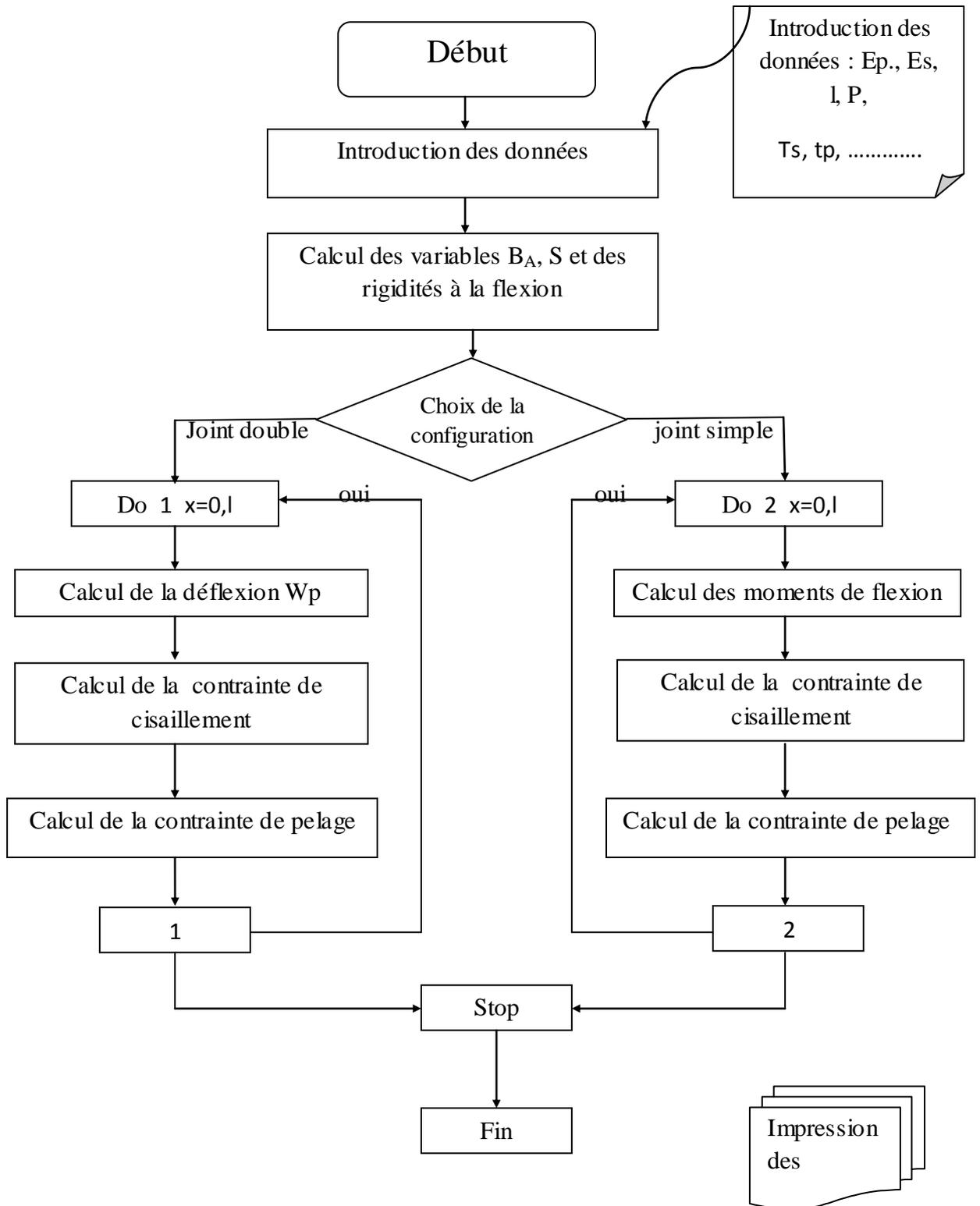


Figure 5.1 : Schéma représentatif de l'organigramme du programme CCJRB

Afin d'évaluer les contraintes le long de la couche adhésive dans le but de déterminer les zones critiques ainsi de calculer la déflexion au centre dans le cas d'un patch simple recouvrement et la variation du moment de flexion, le long du patch. Ensuite on fait varier la longueur, l'épaisseur, et le module d'Young du patch, et l'épaisseur de la couche adhésive, pour calculer à chaque paramètre correspondant les contraintes de cisaillement et de pelage maximales dans les zones critiques.

Les contraintes de cisaillement sont calculées à partir des équations (4.12) et (4.17) dans les cas respectifs d'un joint double recouvrement et double bracelet et la contrainte de pelage à partir des équations (4.66) et (4.76).

Dans le cas d'un joint simple recouvrement, les contraintes de cisaillement sont calculées de l'équation (4.62) avec les constantes B, C qui sont déterminés de l'équation (4.163), tandis que dans le cas d'un simple bracelet, les valeurs de B et C sont calculées de (4.167).

Pour le calcul de la déflexion au centre et le de flexion on utilise respectivement les équations (4.104) et (4.105).

5.4 / Discussion des résultats :

Les Figures 5.2 et 5.3 représentent respectivement la distribution le long du patch des contraintes de cisaillement pour une configuration d'un joint double bracelet et un joint double recouvrement.

Dans le cas de ces deux configurations, les épaisseurs de la structure, du patch et de l'adhésif sont prises respectivement égales à 5 mm, 3 mm et 0,2 mm, la longueur du patch est de 40 mm et la charge appliquée est considérée égale à 500N.

D'après le programme informatique établi et schématisé par la Figure 5.1, on remarque que quand la distance x du patch varie de 0 à ℓ dans la Figure 5.2 la contrainte de cisaillement est constante et nulle au milieu du patch et croît rapidement dès qu'on s'approche des extrémités jusqu'à atteindre une valeur maximale représentant la zone la plus critique. Cette zone est dite zone de transfert de charge s'effectuant de la structure vers le patch.

Pour une configuration de réparation double bracelet (Figure 5.3), on distingue deux zones critiques : l'une au bord libre du patch, et l'autre dans la zone d'interruption, et dont la contrainte de cisaillement diminue progressivement pour être nulle juste au milieu de la demi longueur du patch $\ell/2$ (Figure 4.3).

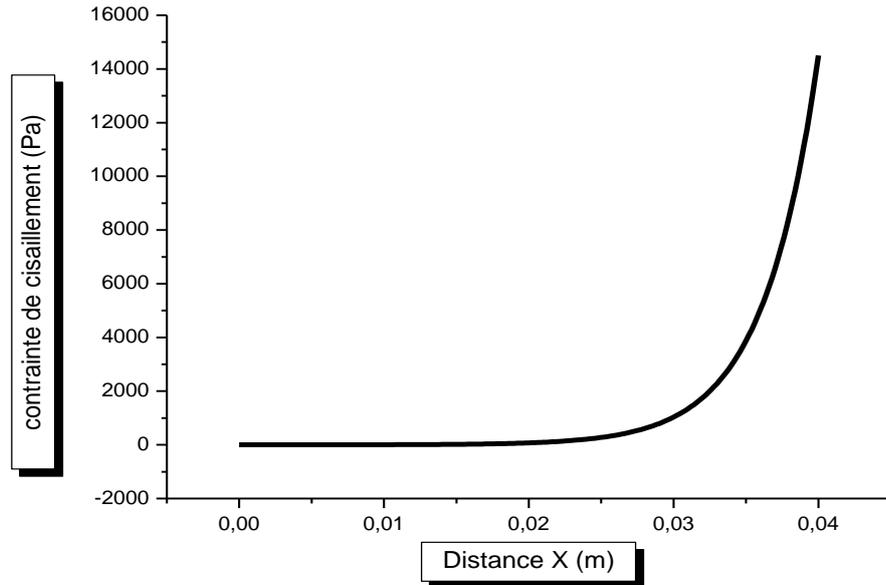


Figure 5.2 : Distribution de la contrainte de cisaillement dans un joint double recouvrement

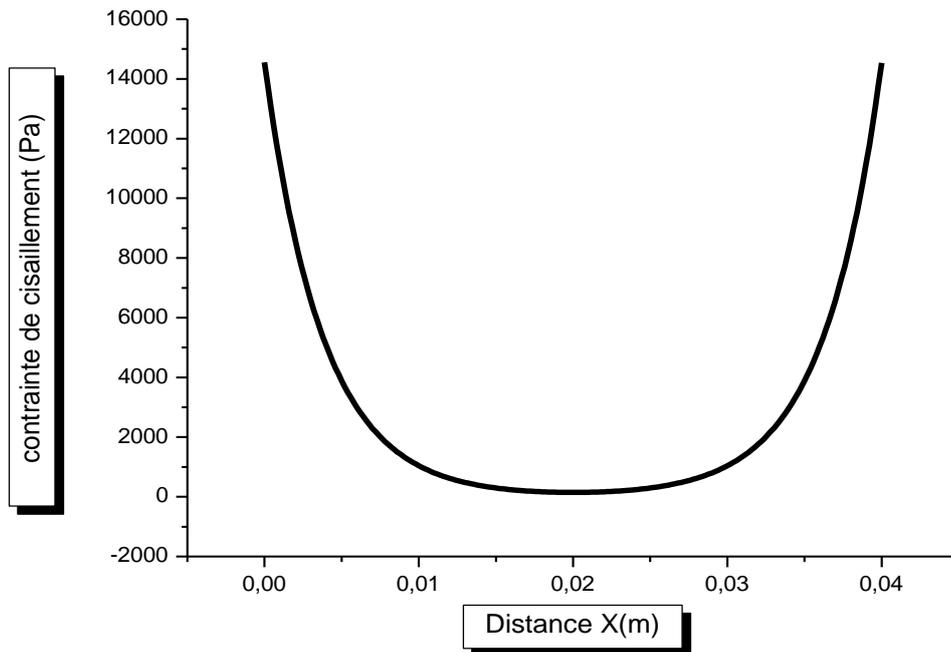


Figure 5.3 : Distribution de la contrainte de cisaillement dans un joint double bracelet

On remarque aussi que l'ordre de grandeur de la valeur de τ_{max} , pour le cas d'un double recouvrement, est égale à celui d'un double bracelet au niveau du bord libre, cette remarque apparaît très claire en considérant l'équation réduite des deux configurations (équation (4.18)).

A partir de ces deux graphes, on constate aussi que τ_{max} au milieu du joint double bracelet est presque égale à celle à l'extrémité, parce que le rapport des rigidités dans notre cas $S = \frac{E_p t_p}{E_s t_s} \simeq 1$. De cette façon, l'équation (4.20) aura la même forme que (4.18).

Les Figures 5.4 et 5.5 illustrent la variation de la contrainte de pelage dans les configurations respectives, joints double bracelet et double recouvrement. Dans la première Figure, on a représenté les contraintes en fonction de la distance x du milieu du patch à $\ell/2$. Par contre, la distance x dans la seconde figure est considérée de l'extrémité à $\ell/2$ on remarque alors que la contrainte est maximale à l'extrémité du patch (dans les deux cas de configuration) et à la zone d'interruption de la structure réparée à joint double bracelet, puis elle diminue progressivement jusqu'à atteindre des valeurs négatives où la résistance au pelage devient de plus en plus importante. Au fur et mesure qu'en se rapproche du point $\ell/2$ la résistance au pelage devient très importante impliquant une contrainte nulle.

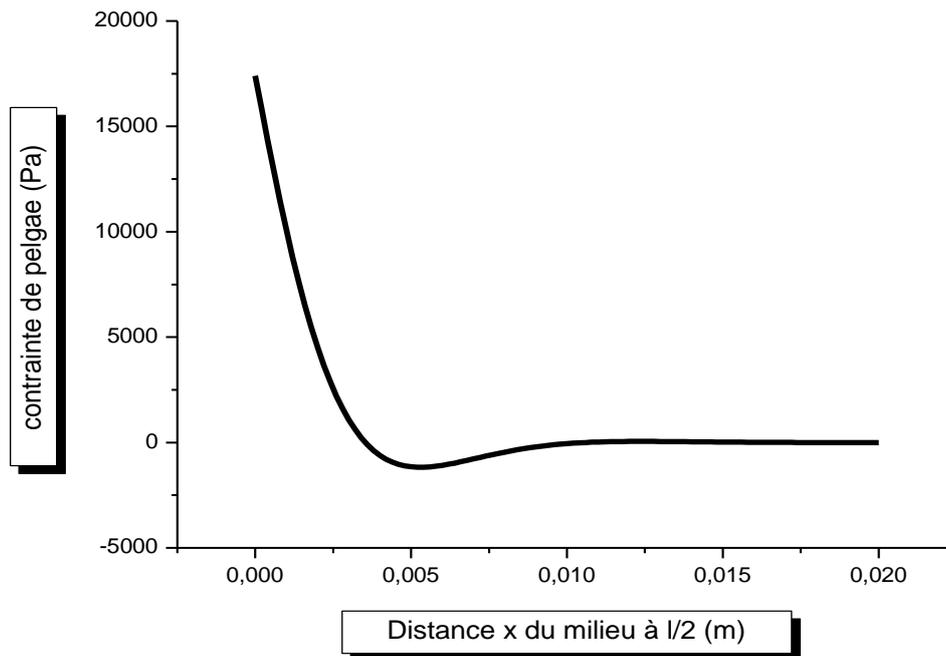


Figure 5.4 : Variation de la contrainte de pelage dans un joint double bracelet

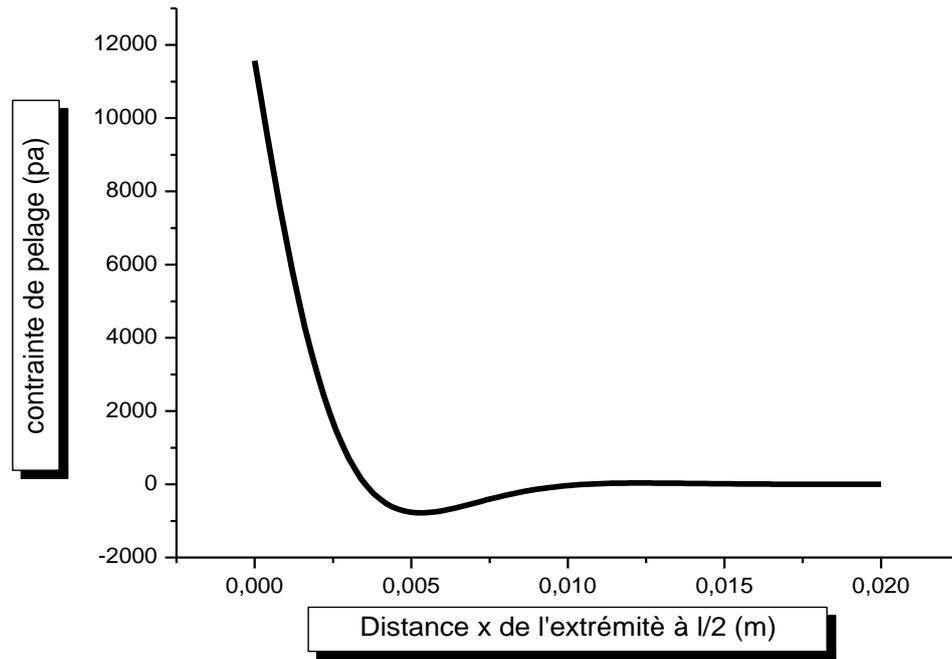


Figure 5.5 : Variation de la contrainte de pelage dans un joint double recouvrement et double bracelet

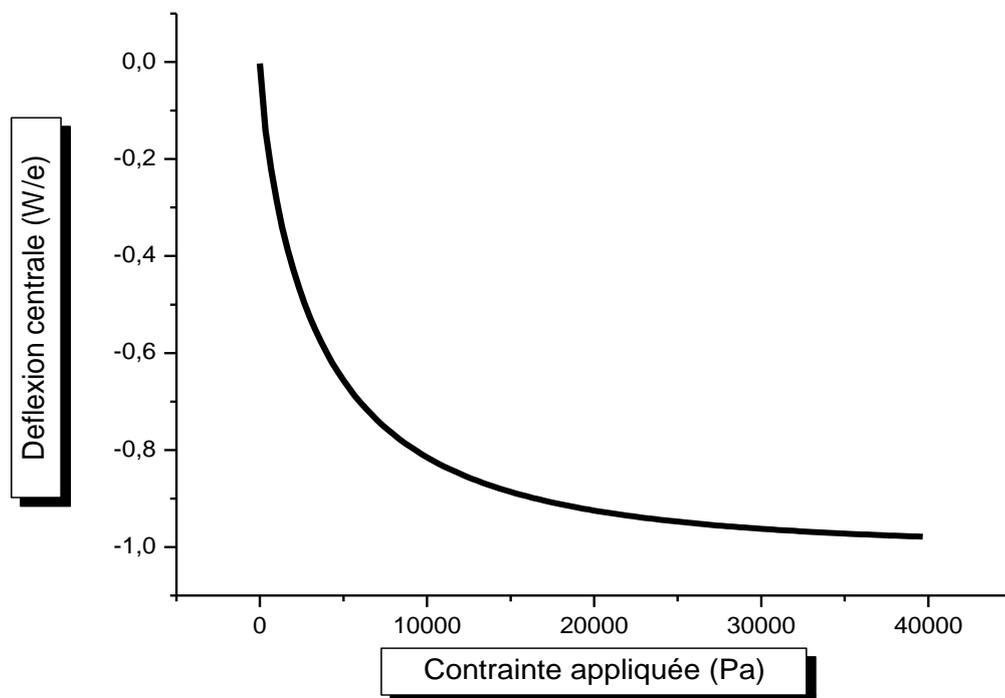


Figure 5.6 : Variation de la déflexion au centre du joint simple recouvrement

On représente sur la Figure 5.6 la variation de la déflexion au milieu d'un patch simple recouvrement pour Les caractéristiques suivantes :

L'épaisseur de la structure $t_s = 6mm$

L'épaisseur du patch $t_p = 3mm$

L'épaisseur de la couche adhésive $t_A = 0.2mm$

La longueur du patch $\ell = 40mm$

On remarque alors que lorsque la contrainte augmente la déflexion centrale augmente en valeur absolue, jusqu'à qu'elle atteint la valeur de l'excentricité, c'est-à-dire devient $W/e=1$ et au fur et à mesure que la contrainte appliquée σ_∞ soit supérieur ou égale 40 MPa. Un tel comportement montre que pour des charges importantes la ligne d'application de la charge tend à s'aligner avec la ligne du centroïde.

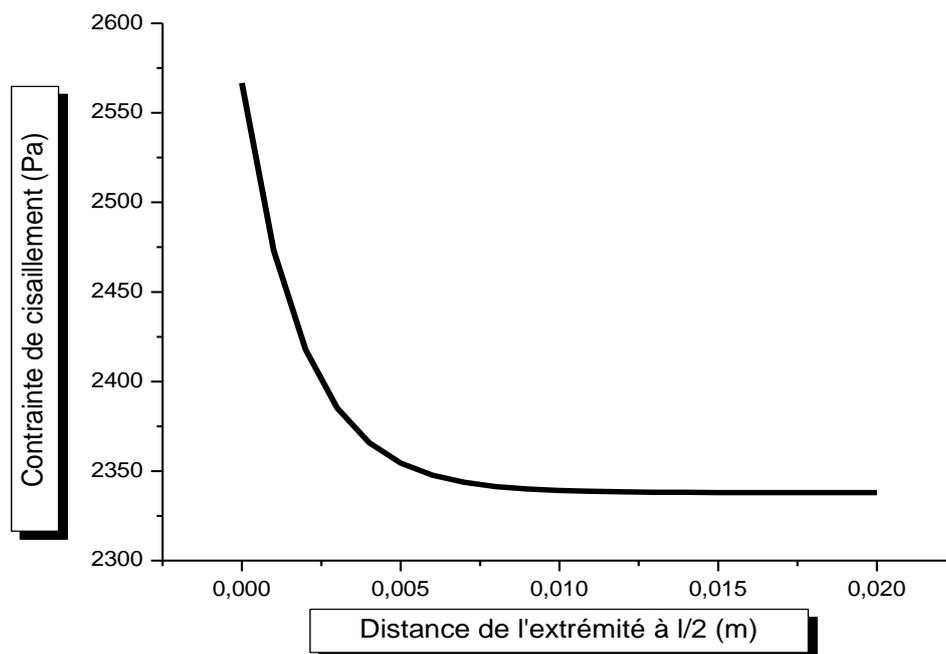


Figure 5.7. Évolution de la contrainte de cisaillement (cas du joints simple recouvrement et simple bracelet)

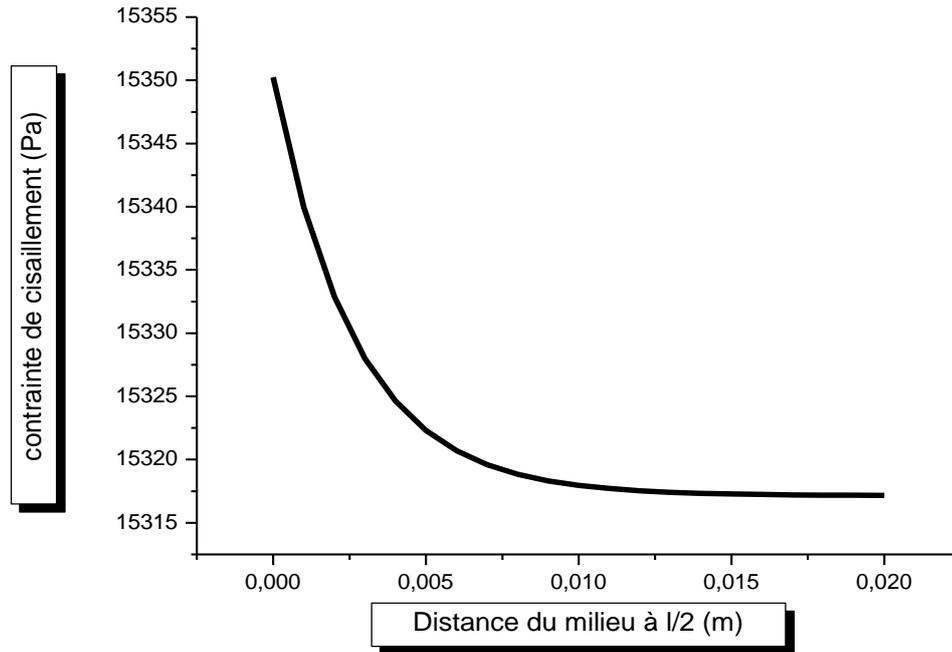


Figure 5.8. Évolution de la contrainte de cisaillement (cas du joint simple bracelet)

Les Figures 5.7 et 5.8 montrent la variation de la contrainte de cisaillement pour des configurations d'un joint simple recouvrement et d'un simple bracelet. Ces graphes sont présentés pour des distances x variant de l'extrémité à $l/2$ dans le cas des deux configurations, et x variant de 0 à $l/2$ lorsque la configuration est à simple bracelet seulement. Les résultats montrent que l'allure des contraintes est presque semblable à celle à des configurations présentant des joints collés sur les deux faces. Seulement la différence réside dans la longueur de la zone de transfert de charge qui est devenue très réduite.

La variation de la contrainte de pelage le long du patch selon les configurations joint simple bracelet et joint double recouvrement est représentée sur les Figures respectives 5.9 et 5.10. Les valeurs des épaisseurs et des contraintes appliquées dans de telles configurations sont les mêmes que pour les cas d'un double recouvrement ou double bracelet.

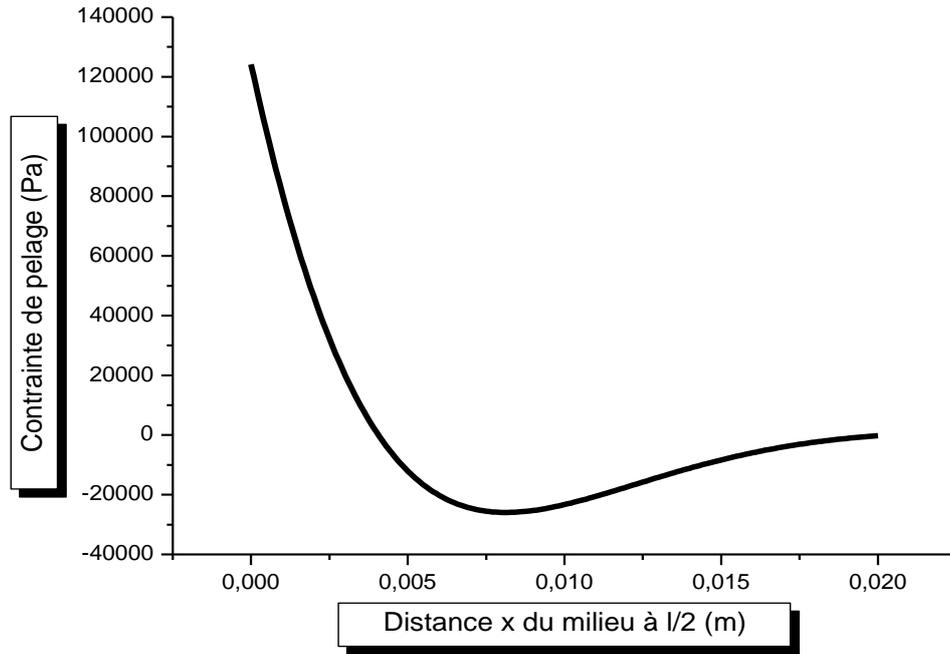


Figure 5.9 : Variation de la contraite de pelage au milieu d'un joint simple bracelet

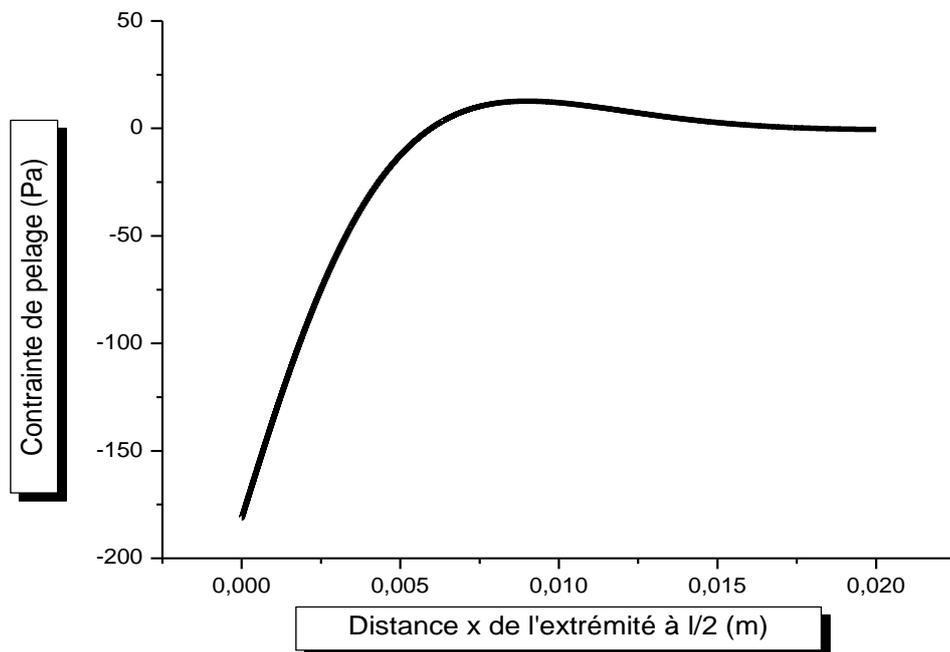


Figure 5.10 : Variation de la contraite de pelage au bord libre des joints simple recouvrement et simple bracelet

La Figure 5.10 montre que, pour un joint simple bracelet ou simple recouvrement, la contrainte de pelage est la même au bord du patch, et elle est donnée par les relations (4.35) et (4.118). On constate que cette contrainte diminue en valeur absolue chaque fois qu'on s'approche du milieu du patch. Tandis que pour la Figure 5.9 représente la variation de la contrainte de pelage à partir du centre du patch. D'après ces deux graphes, la configuration simple bracelet comprend deux zones critiques de pelage ou d'arrachement, l'une au centre et l'autre au bord du patch. Par contre la configuration simple recouvrement ne comporte qu'une seule zone au bord du patch.

L'évolution du moment de flexion dans une configuration simple recouvrement en fonction d'une distance x du patch est représentée par la Figure 5.11 et est obtenue par l'utilisation des relations (4.81) et (4.104). On remarque que les moments augmentent en valeurs absolues le long du patch et elle est minimale au centre, cette remarque est vérifiée à partir de la Figure 5.12. Lorsque le patch est suffisamment long et la charge appliquée ($P=10^7 N$) est assez grande, on remarque à partir de l'équation (4.104) que la valeur de la déflexion tend vers $-\hat{e}$

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

Lorsque $(\xi_I \ell) \rightarrow \infty$

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

Ce qui implique qu'à partir de l'équation (4.81), le moment de flexion tend vers zéro, on peut dire alors que la charge est suffisamment importante pour impliquer une grande déflexion de l'ensemble (patch-structure), allant jusqu'à aligner le centre de masse avec la ligne d'action de la charge appliquée, cette remarque coïncide avec celle obtenue à partir de la Figure 5.6.

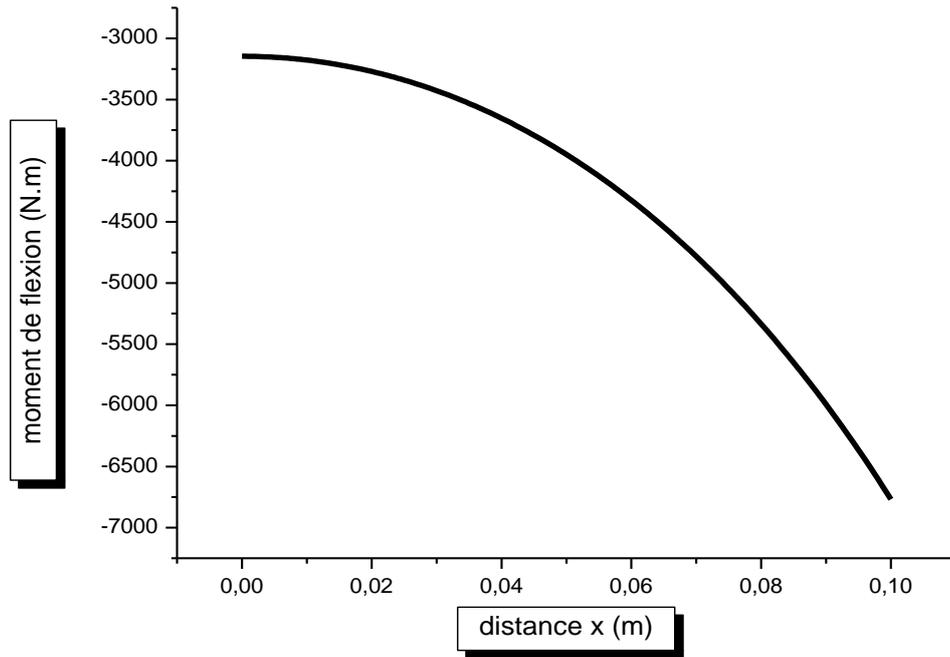


Figure 5.11 : Évolution du moment de flexion (cas d'un joint simple recouvrement)

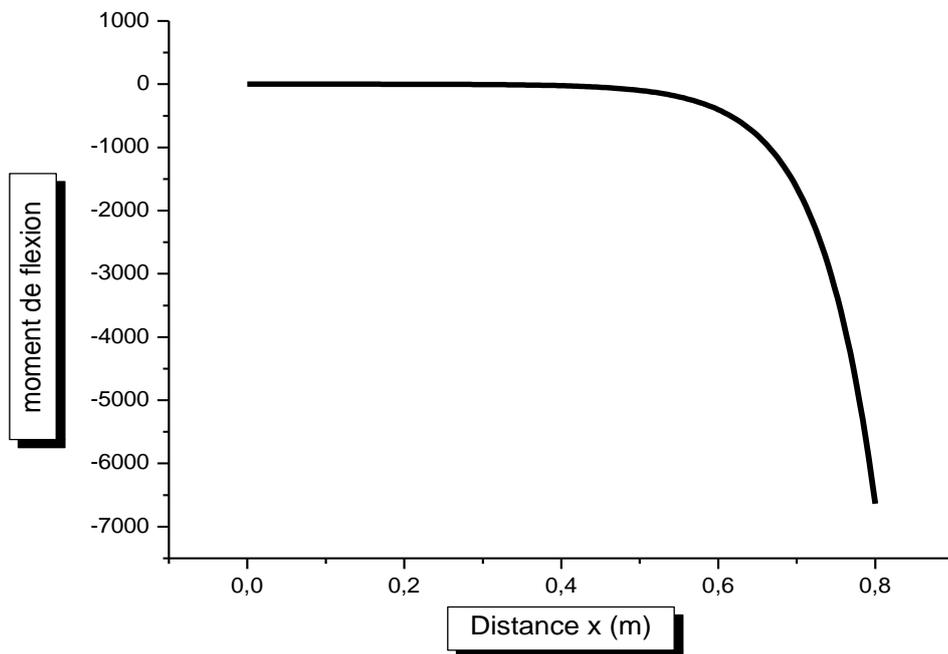


Figure 5.12 : Évolution du moment de flexion pour des charges importantes
(Cas d'un joint simple recouvrement)

5.4.1/ Effet des caractéristiques élastiques et géométriques du patch :

On représente sur les Figures 5.13 et 5.14 l'effet de la nature du matériau du patch à double recouvrement et de sa longueur sur l'évolution respective des contraintes de pelage et de cisaillement au niveau du bord. Comme il a été montré dans les Figures 5.2 et 5.3, les contraintes de cisaillement au bord, d'un joint double bracelet sont les mêmes qu'un joint à double recouvrement. Donc l'effet de la longueur du patch ou du module d'élasticité au bord sera le même dans les deux configurations.

Pour n'importe quelle valeur de E_p considérée on remarque que les contraintes de cisaillement ou de pelage sont différentes et augmentent avec la longueur du patch. Mais au-delà de $\ell \approx 0.04$ m la longueur du patch n'aura aucun effet.

De même, pour une longueur du patch fixe, on constate que la contrainte de cisaillement ou de pelage augmentent avec le module d'élasticité. En revanche, les premières contraintes sont plus importantes que les secondes.

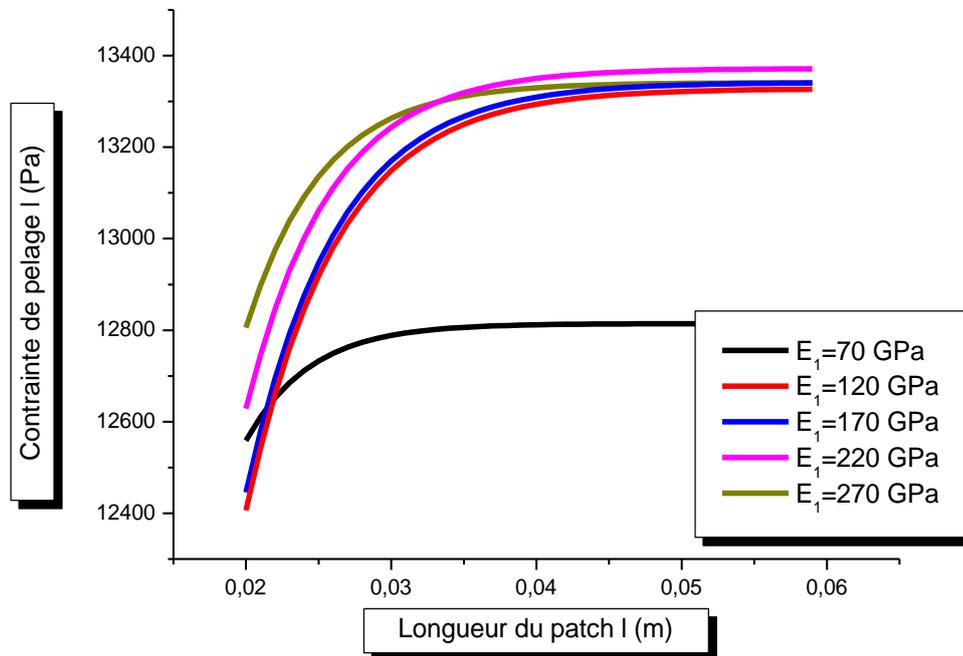


Figure 5.13 : Variation de la contrainte de pelage maximale en fonction des caractéristiques élastiques et géométriques du patch à double recouvrement ou à double bracelet

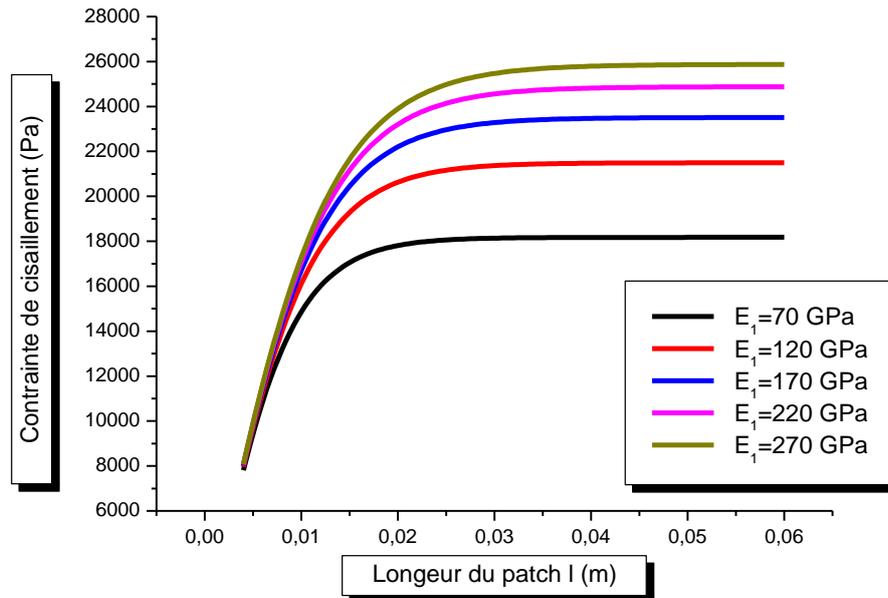


Figure 5.14 : Variation de la contrainte de cisaillement maximale en fonction des caractéristiques élastiques et géométriques du patch à double recouvrement ou à double bracelet.

Donc au bord du patch pour une configuration double bracelet ou double recouvrement les patchs à faibles module d'Young présentent des contraintes de cisaillement ou de pelage moins importantes.

Afin de considérer les joints à double bracelet et juste au milieu des patchs, on a représenté sur les Figures 5.15 et 5.16 l'effet de la nature du matériau du patch et de sa longueur sur les contraintes de cisaillement et de pelage respectivement. On remarque qu'en faisant augmenter le module d'Young, la contrainte de cisaillement diminue, pour des longueurs données du patch. Cette remarque est vérifiée à partir de l'équation (4.20) :

$$\tau^{(A)} = -\frac{G_A}{\beta_A t_A} \left[\frac{\sigma_\infty}{SE_S} \right]$$

On constate donc un comportement différent comparé au cas du bord du patch (équation 4.18).

Cette différence est due au rapport de rigidités : $S = \frac{E_p t_p}{E_s t_s}$, qui est responsable de la diminution

de la contrainte de cisaillement. À cause de la diminution de cette dernière $\tau^{(A)}$, et l'application de l'équation (4.78) explique la variation décroissante de la contrainte de pelage. De plus, l'augmentation de la longueur du patch, entraîne une diminution de la contrainte de cisaillement ou de pelage, jusqu'à des valeurs où la longueur du patch n'aura pas d'effet considérable.

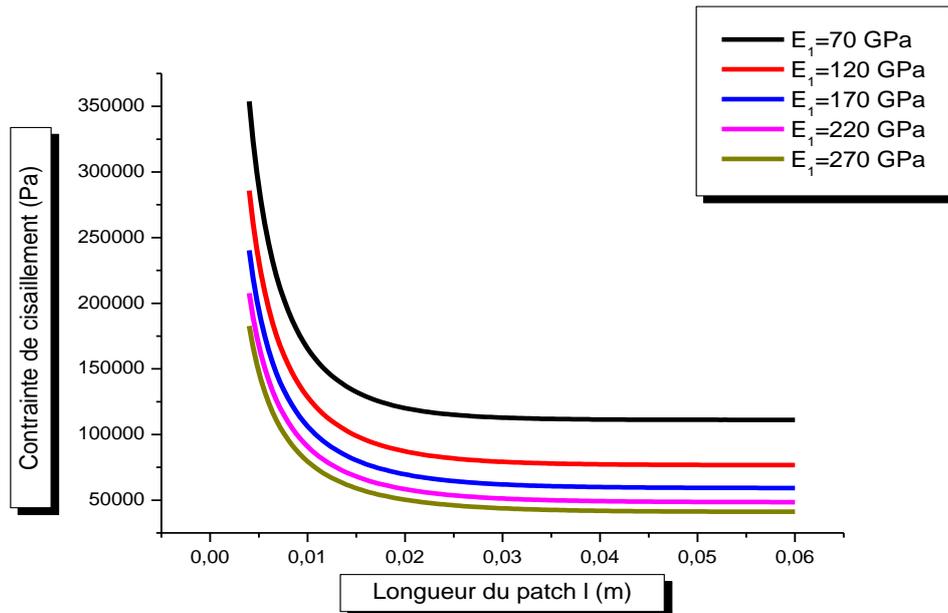


Figure 5.15 : Variation de la contraite de cisaillement au milieu du patch à double bracelet à différentes caractéristiques élastiques et géométriques.

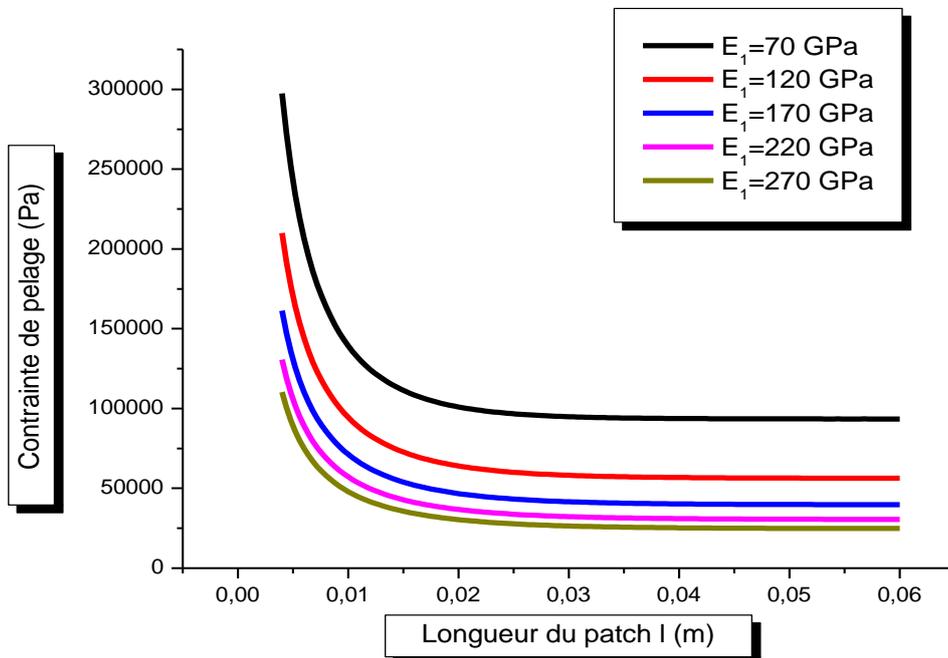


Figure 5.16 : Variation de la contraite de pelage au milieu du patch à double bracelet à différentes caractéristiques élastiques et géométriques.

5.4.2/ Effet de l'épaisseur du patch :

Afin de mettre en évidence l'effet de l'épaisseur du patch sur la variation des contraintes de pelage et de cisaillement, on a représenté les Figures 5.17 et 5.18 respectives pour les configurations doubles recouvrement et double bracelet au bord du patch. On constate que le comportement de l'ensemble (structure-patch-colle) est semblable à celui dû à l'effet du module d'Young. La différence est que dans ce cas, l'épaisseur du patch influe beaucoup sur la contrainte de pelage. C'est pour cette raison que l'ensemble risque d'être rompu à cause de l'ordre de grandeur de cette contrainte.

On remarque aussi que les courbes de la Figure 5.18 se rapprochent, lors que l'épaisseur du patch croît. L'augmentation de la longueur du patch laisse la contrainte tend vers une valeur constante.

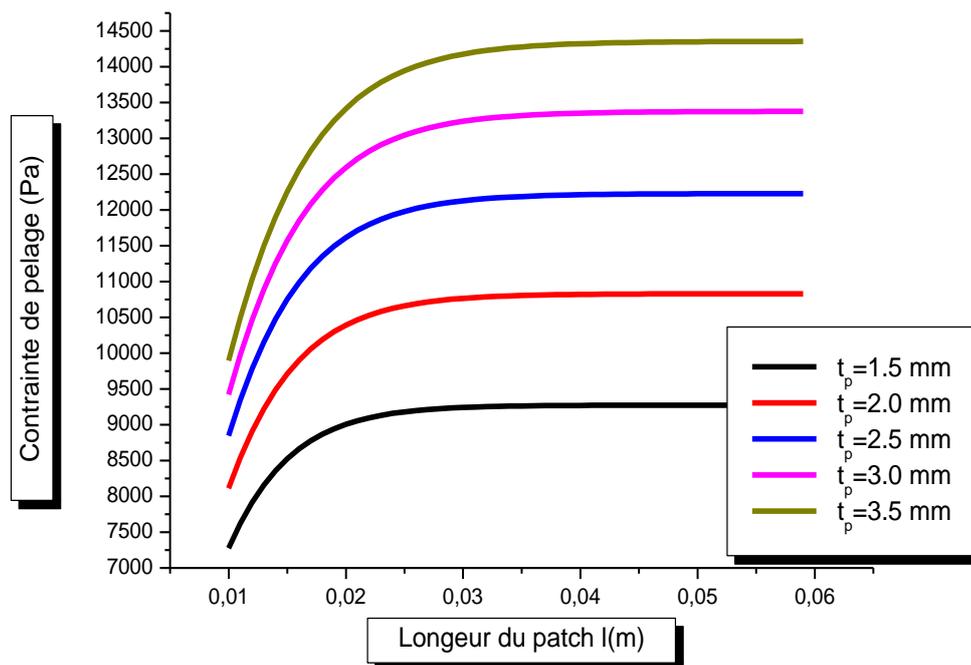


Figure 5.17 : Évolution de la contrainte de pelage maximale pour de différentes caractéristiques géométriques du patch (double recouvrement et double bracelet)

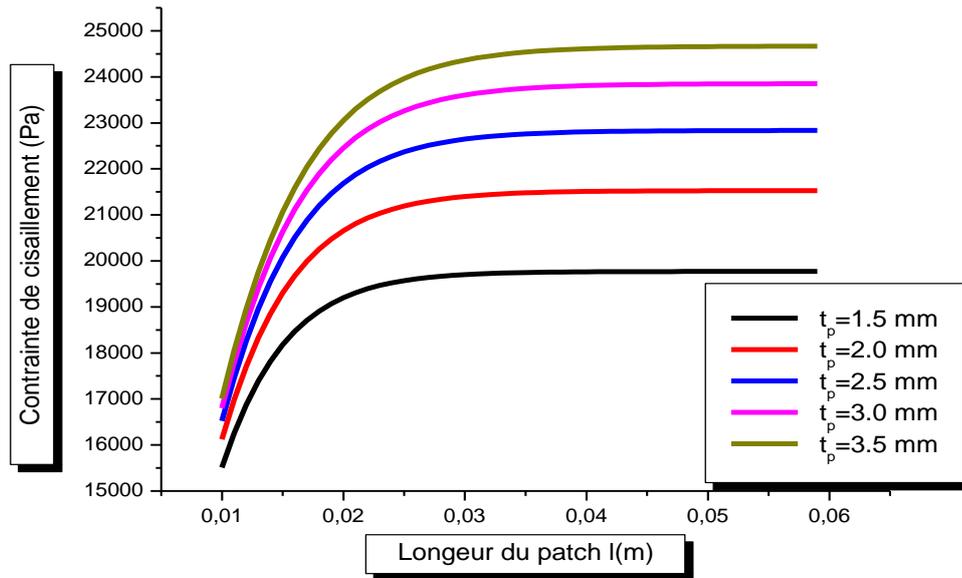


Figure 5.18 : Évolution de la contrainte de cisaillement maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double recouvrement et double bracelet)

On a représenté sur les Figures 5.19 et 5.20 l'effet de l'épaisseur et de la longueur du patch sur les contraintes de cisaillement et de pelage respectives, afin de prendre en considération les joints double bracelet au point d'interruption, on a remarqué que contrairement au cas du bord du patch, l'augmentation de l'épaisseur du patch entraîne une diminution des contraintes de pelage.

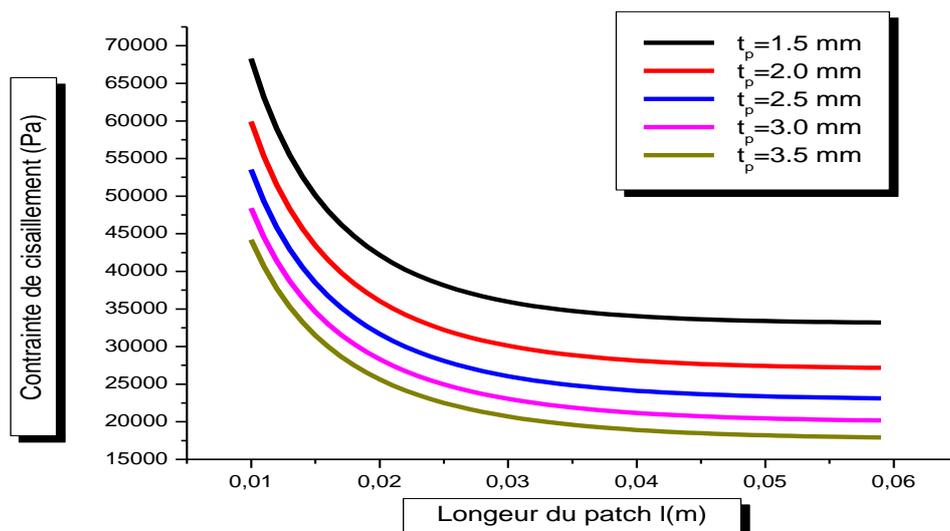


Figure 5.19 : Évolution de la contrainte de cisaillement maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double bracelet)

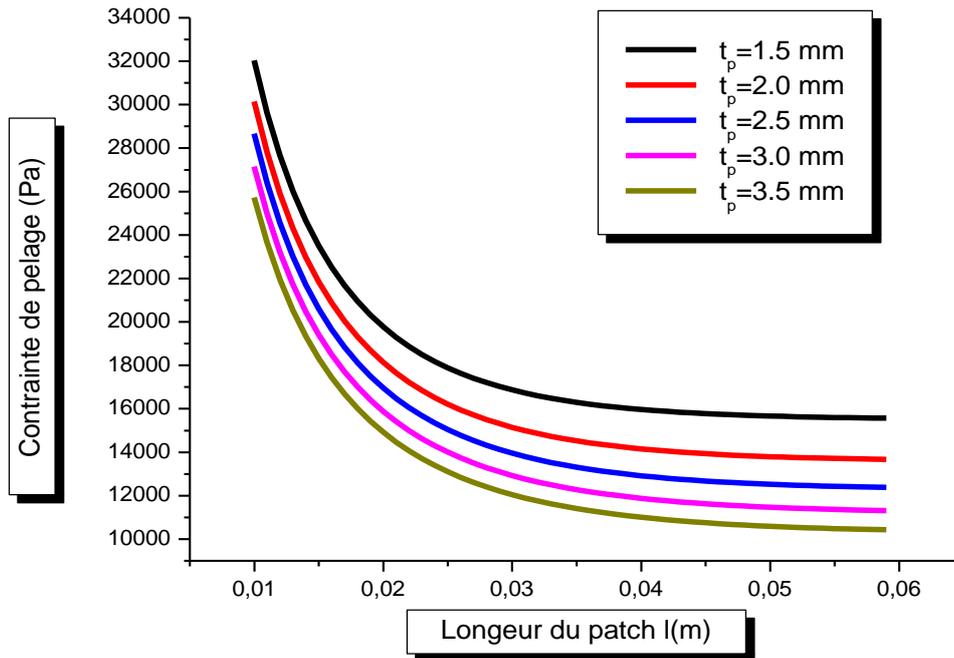


Figure 5.20 : Évolution de la contrainte de pelage maximale pour de différentes valeurs de l'épaisseur et la longueur du patch (double bracelet)

5.4.3/ Effet de l'épaisseur de la couche adhésive :

La Figure 5.21 représente l'évolution de la contrainte de cisaillement pour un joint double recouvrement, le long du patch et pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive. On remarque que pour des petites épaisseurs, les contraintes sont plus grandes et la zone de transfert de charge est plus réduite.

Aussi, au fur et à mesure que l'épaisseur augmente, les courbes représentatives se rapprochent. Tendant à éliminer l'effet de l'augmentation de l'épaisseur de la couche adhésive sur la variation de la contrainte de cisaillement lors d'une configuration double recouvrement.

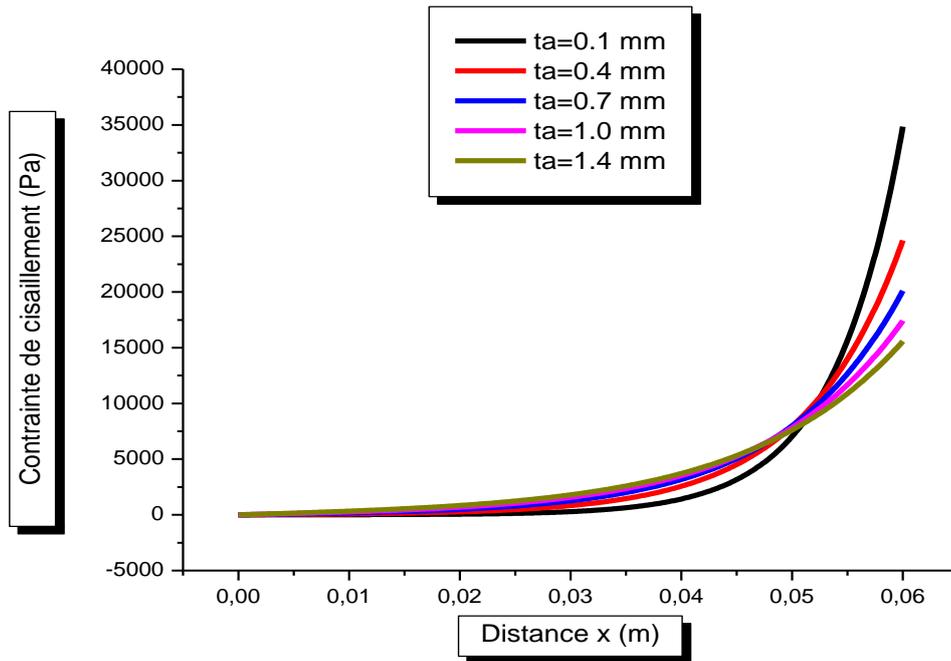


Figure 5.21 : Évolution de la contraite de cisaillement pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double recouvrement)

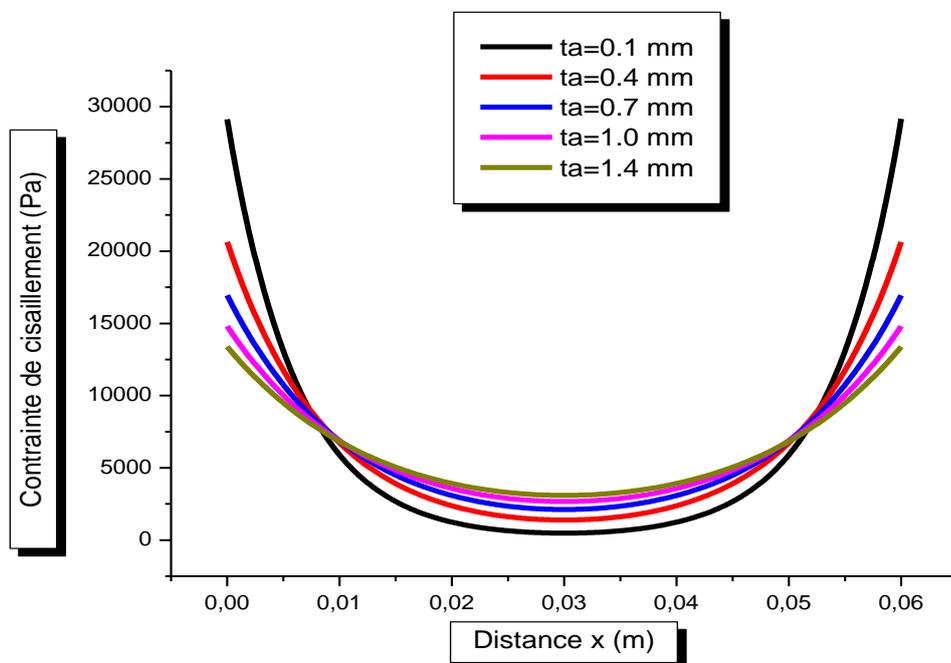


Figure 5.22 : Évolution de la contraite de cisaillement pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double bracelet)

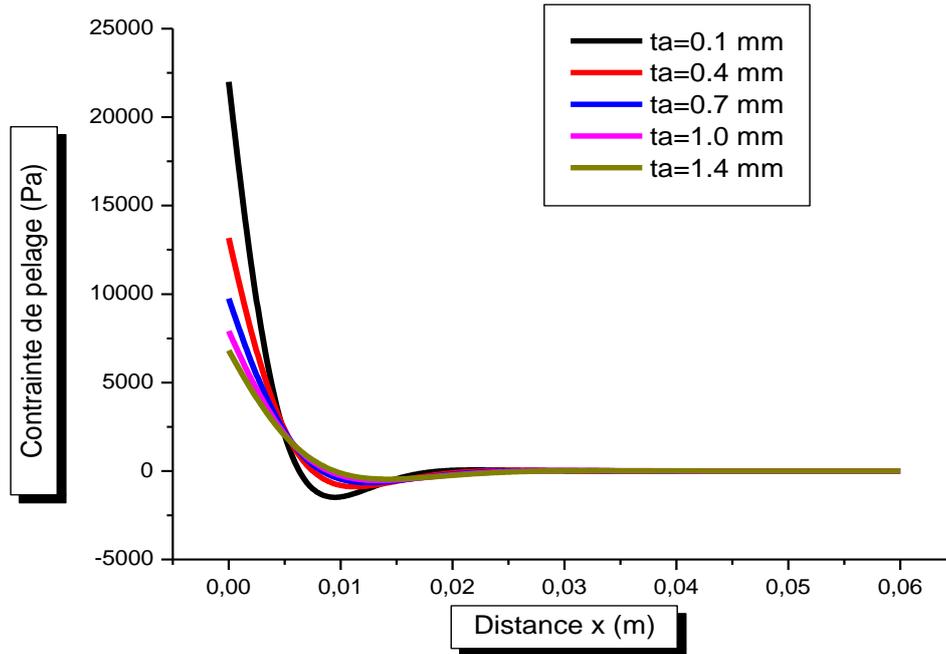


Figure 5.23 : Évolution de la contrainte de pelage pour différentes valeurs de l'épaisseur de la couche adhésive (double recouvrement)

La distribution de la contrainte de cisaillement pour un joint double bracelet, en fonction de l'épaisseur de la colle est donnée par la Figure 5.22, on distingue pour toutes les épaisseurs t_A , deux zones critiques : une à l'extrémité du patch, et l'autre à la zone d'interruption, mais ce type de patch possède un comportement semblable à celui du joint double recouvrement.

De même pour le cas de la contrainte de pelage représentée par la Figure 5.23, on remarque que l'accroissement de l'épaisseur de la couche adhésive n'influe pas beaucoup sur l'évolution de la contrainte de pelage.

Les graphes pour $t_A = 1 \text{ mm}$ et $t_A = 1.4 \text{ mm}$ sont totalement superposés d'où l'augmentation de la valeur de l'épaisseur n'est plus nécessaire.

Conclusion générale

Les matériaux composites sont hétérogènes, anisotropes et mis en œuvre par moulage. Contrairement aux matériaux classiques, les structures composites ne se récupèrent pas après endommagement. Le recours à de différentes techniques de renforcement et de réparation par rivetage, boulonnage et même par collage a permis de résoudre de tel problèmes. Au cours de ce mémoire, on a considéré des patches composites en carbone/époxyde collés sur des structures en Al/SiC en des configurations simple et double recouvrements ou bracelets.

La meilleure façon de concevoir de telles opérations est d'assurer une bonne adhésion du joint (structure-patch-colle) et réduire les contraintes de pelage et de cisaillement afin d'éviter au maximum la décohésion du patch. Pour cette raison, notre étude a pris en considération différents paramètres géométriques et élastiques.

Dans le cas d'un joint recouvrement, on a constaté que seuls les extrémités du patch qui présentent des contraintes de cisaillement ou de pelage importantes, mais au centre du patch la résistance à l'arrachement augmente.

Dans le cas d'une configuration simple ou double bracelet, les contraintes de cisaillement ou de pelage sont assez importantes dans deux zones, l'une à l'extrémité comme la configuration à recouvrement et l'autre au niveau de la zone d'interruption. Ces contraintes deviennent plus importantes si les patches sont collés sur une seule face.

D'autre part, cette contribution dévoile l'effet de l'épaisseur et de la nature du matériau du patch. Afin de réaliser une bonne conception, on a constaté qu'un patch ne doit pas être épais dans le but d'éviter l'augmentation de la contrainte de pelage.

L'utilisation d'un patch ayant un module d'Young plus élevé provoque l'augmentation des contraintes de pelage et de cisaillement à l'extrémité et une diminution au centre. Donc le patch le plus adéquat à utiliser doit avoir une rigidité proche de celle de la structure.

L'évaluation du comportement mécanique de la partie adhésive est d'une grande importance puis qu'elle représente l'élément le plus faible de l'ensemble joint. La considération de colles moins épaisses permet d'assurer le transfert de charge et d'éviter d'importantes contraintes de pelage et de cisaillement.

Cette étude est donc très utile pour la conception de patchs composites destinés à la réparation et le renforcement des structures composites en répondant à des préoccupations industrielles liées aux domaines de maintenance et d'entretien.

Afin de mieux développer cette présente analyse, on projette d'étudier dans l'avenir le comportement élastique bidimensionnel pour mieux définir les états de contraintes et se rapprocher plus de la réalité.

D'autres perspectives peuvent être envisagées, notamment autour du comportement de la colle puisque le principal chargement considéré dans cette étude est mécanique, mais la plupart des structures comme dans les applications aéronautiques et maritimes, sont soumises à des chargements thermiques et hygroscopiques. Il serait donc nécessaire d'introduire l'influence de ces nouveaux paramètres sur la colle. Une étude hygrothermique permettrait alors de résoudre mieux les problèmes de résistance et d'endommagement des structures composites.

Références bibliographiques

- [1] **Erdogan F and Arin K**, « A Sandwich Plate With a Part-Through and a Debonding Crack », *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 4, June 1972.
- [2] **Ratwani M. M, Kan H. P, Fitzgerald J. H and Labor J. D**, « Experimental Investigation of Fiber Composite Reinforcement of Cracked Metallic Structures », *ASTM STP 787, Composite Testing and Design*
- [3] **C. H. Wang, L. R. F. Rose and R. Callinan**, « Analysis of out-of-plane bending in one-sided bonded repair » *Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Airframes and Engines Division, Defence Science and Technology Organisation, Melbourne, Australia* 18 Juin 1998
- [4] **Soutis, C. and F.Z. Hu**, « Design and performance of bonded patch repairs of composite structures ». *Proc. Inst. Mech. Eng*1997., 211: 263-271.
- [5] **Park, J.H., T. Ogiso and S.N. Atluri.**, « Analysis of crack in aging aircraft structures with and without composite-patch repairs ». *Computational Mech.* 1992, 10: 169-201
- [6] **W.J Bottega., M.A. Loia**, 1996. « Edge debonding in patched cylindrical panels ». *Int. J. Solids Structures* 33, 3755–3777.
- [7] **H Engels, W Becker.**, « On the way to get optimized patch repairs of laminates ». Vol. 10, *Proceedings of the 8th Pan American Congress of Applied Mechanics PACAM VIII*, January 5–9, La Habana, Cuba
- [8] **E Oterkus et al.**, “Nonlinear analysis of bonded composite tubular lap joints,” *Proceedings of the 46th AIAA/ASME/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Austin, TX, April 17-21 2005.
- [9] **D.Gay**, « Matériaux composites », *Edition Hermès, Paris*, 1989
- [10] **L Berreur, B de Maillard, S Nösperger**, « L’industrie française des matériaux composites » ; *Rév. 2* du 13 mai 2002
- [12] <http://www-ipst.u-strasbg.fr/cours/materiaux-composites/comp0.htm>.
- [13] **Centre d’animation regional en matériaux avancés C.A.R.M.A.** : « Glossaire des matériaux composites » actualisation octobre 2006
- [14] **H.Mao,S.Mahadevan** « Fatigue damage modelling of composite materials », *Composite Structures* 58(2002)405–410.

- [15] **Pinzelli R.F, Vanthier D**, « Renforts Mixtes de Fibres kevlar et Verre-E Pour omposites Marins », Journée du Verre Textile/Composites Conférence, paris, 1984
- [16] **DU PONT DE NEMOURS INTENATIONAL S A**, « The success story of advenced composite in commuter aircraft », Technical report, printed in Switzerland, july 1989.
- [17] **DU PONT DE NEMOURS INTENATIONAL S A**, « combined Tranker/truck uses Kevlar for Strenght and Weight savings », Technical Information, Printed in Switzerland.
- [18] **Pinzelli R.F, Vanthier D**, « Kevlar in Sport Goods », composites, J.E.C.conference, paris,1987
- [19] **Y Ledru** « Étude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques »
14 décembre 2009
- [20] **R. El Guerjouma, J.C. Baboux, D. Ducret, N. Godin, P. Guy, S. Huguet, Y. Jayet, T. Monnier**, « Non destructive evaluation of damage and failure of fiber reinforced polymer composites using ultrasonic waves and acoustic emission, Advanced engineering materials », vol.3, 2001, pp.601-608.
- [21] **P-E Bourban**, « Endommagement, rupture et corrosion des composites thermodurcissables de mats de fibres de verre », thèse N° 1148 (1993),
- [22] **G. Couillault, N Elhousni**, « Les composites à matrice métallique dans l'aéronautique »
année 2010
- [23] **M. Roger, J. Lu, D. Lai et H.P. Lieura**, « Étude du comportement et de l'endommagement des composites à matrice aluminium et à renforts particuliers » Colloque C7, supplément au Journal de Physique III, Volume 3, novembre 1993
- [24] **S Payan– J-M Olive– Y Le Petitcorps**, « Comportement à la corrosion en milieu salin de matériaux composites carbone/aluminium »
- [25] **D.PADEY**, « composites a matrices métallique » Agence Rhône-Alpes pour la Maîtrise des Matériaux,1994
- [26] **F Perales, Y Mone rie, F Dubois et L Stainier**, « Fissuration dynamique des composites ` a matrice métallique. Application au Zircaloy hydruré. »
- [27] **A. Zeghloul**, « Concepts fondamentaux de la mécanique de la rupture »
- [28] **J.M Berthelot**, « comportement mécanique des structures », matériaux composites, Tec & doc, 2005
- [29] **J-D Mathias** « Étude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques » 30 septembre 2005

-
- [30] **Department of Defense Handbook**, Composite materials handbook. Polymer matrix composites materials usage design and analysis, Volume 3 of 5, 17 JUNE 2002
- [31] **N.Duong, C.H.Wang**, « Composite repair », theory and design, Elsevier science. Amsterdam, 2007
- [32] **R.D.S.G. Campilho a, M.F.S.F. de Moura a*, J.J.M.S. Domingues** « Modeling single and double-lap repairs on composite materials » b: 65 (2005) 1948–1958 [33]
- [33] **A Kumar, S Hakeem**, « Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet ». Composite Structures 49 (2000), 285– 292.