



La République Algérienne Démocratique et Populaire  
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي  
Ministère d'Enseignement Supérieur et de la Recherches Scientifiques

جامعة وهران 02 محمد بن احمد  
Université d'Oran 02 Mohamed ben Ahmed

معهد الصيانة والامن الصناعي  
Institut de maintenance et sécurité industrielle

Département de Génie industrielle

## MÉMOIRE

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : *Génie Industrielle*

Spécialité : *Maintenance Fiabilité et Qualité*

### Thème

# L'effet des dimensions géométrique des patchs sur les facteur d'intensité des contraintes

Présenté et soutenu publiquement par :  
*El Oualí Malek Nour el houda*  
*Bendahmane Abdelmoumen*

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Etablissement	Qualité	Grade
BOUHAFS Mohammed	IMSI-université d'Oran2	Président	MCA
ACHACHE Habib	IMSI-université d'Oran2	Encadrant	MCA
Adjloua abdelaziz	IMSI-université d'Oran2	Examinateur	MCA

2023/2024

# Remerciement

Je tiens avant tout à remercier Le miséricordieux tout puissant,  
Car sans son aide et sa bienveillance,  
Rien de cela n'aura pu être possible.  
Tout d'abord, on souhaite remercier notre encadreur,  
**MR. Achache Habib,**  
Pour sa guidance précieuse, sa patience, et son expertise inestimable.  
Votre mentorat nous a éclairés tout au long de ce parcours académique,  
Et on est reconnaissante de l'opportunité que vous nous avez offerte de développer nos  
compétences en recherche.  
Un grand merci à nos **familles** pour leurs soutiens indéfectibles.  
Votre amour et votre encouragement nous ont permis de persévérer,  
Même lorsque les défis semblaient insurmontables.  
On vous est profondément reconnaissante pour votre soutien constant.  
À nos **amis**, on tient à exprimer notre gratitude pour votre présence  
Réconfortante et vos encouragements constants.  
Vos mots d'encouragement et vos moments de détente ont été essentiels pour  
Maintenir notre équilibre tout au long de cette période intense.  
Enfin, on remercie tous les participants à cette étude,  
Dont la contribution a été essentielle pour la collecte de données.  
Votre temps et votre engagement envers ce projet sont hautement appréciés.  
Ce mémoire a été une expérience enrichissante et formatrice,  
Rendue possible grâce à la bienveillance et au soutien de ces personnes exceptionnelles.  
Merci du fond du cœur pour avoir fait partie de ce voyage académique.  
Avec toute notre gratitude.

*Nourelhouda et Abdelmoumen*

# Dédicace

mon ciel sombre. À travers les hauts et les bas, vous étiez là, votre amour et votre soutien, un trésor sans égale, vous avez été ma force, ma source d'inspiration dans cette quête de connaissance, cette détermination. Pour chacun de vous, je dédie cette mémoire et ce travail

- A ma mère **MRS.Mazouzi Zohra**, depuis le premier jour où j'ai vu la lumière du monde, tu as été mon phare dans la nuit. Ton sourire a chassé mes peurs, et ta sagesse a illuminé ma route. Tu m'as appris la persévérance. C'est grâce à toi que j'ai trouvé la force d'aller de l'avant quand tout semblait sombre. Tu es mon modèle, ma source d'inspiration, et chaque succès que j'atteins est un hommage à ton amour infini.
- A mon père **MR. El ouali Mourad**, tu m'as montré le pouvoir de la persévérance et de la détermination. Ta force, ton travail acharné et ta sagesse ont été mes guides tout au long de ma vie. Tu m'as appris à viser toujours plus haut, à ne jamais abandonner et à embrasser chaque défi comme une opportunité. Ton soutien indéfectible et ta foi en moi ont été les fondations sur lesquelles j'ai construit mon parcours académique. Chaque accomplissement est également le tien, car tu m'as montré le chemin de l'excellence.
- A mon encadreur **MR.Achache**, je tiens à exprimer ma gratitude la plus profonde envers vous. Votre rôle dans la réalisation de ce projet de fin d'étude a été essentiel, et votre soutien inestimable a été la clé de ma réussite académique. Votre expertise, votre patience et votre engagement envers mon apprentissage ont fait de cette expérience une aventure exceptionnelle. Vous m'avez guidé à travers les méandres de la recherche, éclairant le chemin avec votre sagesse et votre expérience. Votre passion pour le savoir a été une source d'inspiration constante pour moi, me poussant à donner le meilleur de moi-même.
- À mon cher frères **Mohamed** et mes sœurs **Wissem ,Khadidja, Chifaa**, Aujourd'hui, je veux prendre un moment pour exprimer ma profonde gratitude et mon amour pour chacun d'entre vous. Alors que je franchis cette étape importante de ma vie académique avec la réalisation de mon projet de fin d'étude, je tiens à vous dédier ces mots sincères.
  - A mes amis **Chaimaa,Ghada,Radjaa ,Khadidja , Amina , Sabrina ,Salima , Dounia,Marwa**, en ce jour où je célèbre la réalisation de mon projet de fin d'étude, il est impossible pour moi de ne pas reconnaître le rôle essentiel que vous avez joué dans cette

réussite. Vous avez bien plus qu'un bienfaiteur, vous avez un pilier sur lequel je me suis appuyé pour atteindre ce sommet académique. Vous avez investi en moi, en mes rêves et en mon avenir, et je ne saurais jamais exprimer à quel point cela signifie pour moi. votre générosité m'a ouvert des portes et m'a donné la liberté de me concentrer pleinement sur mes études. Grâce à vous, j'ai pu acquérir les ressources nécessaires pour mener à bien ce projet avec succès.

- À mon binôme **Mr. Bendahmane Moumen** Ensemble, nous avons parcouru un chemin de découvertes, de défis et de réussites tout au long de notre projet de fin d'étude. Ta détermination, ton travail acharné et ta créativité ont été une source d'inspiration constante. Nous avons surmonté des obstacles, partagé des moments de joie et d'accomplissement, et construit ensemble quelque chose dont nous pouvons être fiers.

*El ouali malek nour el houda*

# Dédicace

أشكر الله العلي القدير الذي أنعم عليّ بنعمة العقل والدين. القائل في محكم التنزيل “وَفَوْقَ كُلِّ ذِي عِلْمٍ عَلِيمٌ” سورة يوسف آية 76.... صدق الله العظيم  
وقال رسول الله (صلي الله عليه وسلم): “من صنع إليكم معروفاً فكافئوه, فإن لم تجدوا ما تكافئونه به فادعوا له حتى تروا أنكم كفاؤهم”..... (رواه أبو داود)

Je dédie cette remise de diplômes à l'âme de **mon grand-père** et de **ma tante** décédés, et je demande à Dieu d'avoir pitié de vous. J'espérais que vous soyez avec moi pour voir ma joie, mais Dieu a prévu ce qu'il a voulu. à lui, et à mes yeux dans la vie, et au sens de l'amour, de la tendresse et du dévouement, et au sourire de la vie et au secret de l'existence, et à celui dont les prières étaient le secret de ma réussite, ma très chère bien-aimée, "**Ma mère.**" "Et à **ma grand-mère** bien-aimée." Et à ceux qui ont le plus grand mérite de m'avoir encouragé et motivé, et auprès desquels j'ai appris la persévérance et le zèle, et à ceux grâce auxquels je suis plus grand et sur qui je compte, et à ceux avec la présence desquels je gagne une force et un amour illimités, et à ceux avec qui j'ai appris le sens de la vie, « mon oncle **Mohammad** et mon oncle, **Amin** et amis **laid . Amin. Ghanô. Ayoub** » Et à ceux qui ont fait preuve de fraternité et se distinguaient par leur loyauté et leur don, et à ceux qui les ont accompagnés sur les chemins heureux et tristes de la vie, j'ai marché, et à ceux qui étaient avec moi sur le chemin du succès et de la bonté, « **Houda. Ghada. Abdelrahman, Shaima. Hakim . moha .Tahar** Inspiré de la grâce de Dieu, et je n'oublierai pas ceux qui m'ont enseigné depuis le début de ma vie académique jusqu'à l'année dernière, je vous remercie beaucoup, en particulier « le professeur **Daoud**, un professeur **souria** et tous ceux qui ont enseigné ». moi quelque chose, je remercie « Coach **Lotfi**, un ingénieur **aalm**, et **Abdel Wahab** et **Samir**. Je remercie également « **Saleh. Houari. Adel. Houcin** ». « Avec les prières de ma mère, il ne reste que quelques étapes pour terminer mon parcours universitaire. Merci à tous ceux qui m'ont tendu la main, je dédie cette remise de diplômes à votre aimable âme, mon grand-père, et je vous le demande. Dieu pour le succès pour moi et pour vous.

*Bendahmane Abdelmoumen*

### Résumé :

L'objectif principal de cette étude est d'examiner l'effet des dimensions géométriques d'un patch en composite sur le facteur d'intensité de contrainte FIC en utilisant le code de calcul Abaqus 6.17. L'étude explore en particulier les variations du matériau composite, de la largeur et de la longueur du patch. Les simulations ont permis d'analyser comment ces modifications influencent la distribution des contraintes et la performance globale du patch en composite. Les résultats montrent que les dimensions géométriques du patch jouent un rôle crucial dans la réduction du facteur d'intensité de contrainte FIC, et donc dans l'amélioration de la résistance à la fracture des structures réparées. Une optimisation des paramètres géométriques a été effectuée pour déterminer les configurations les plus efficaces, offrant ainsi des recommandations pratiques pour l'application des patches en composite dans les réparations structurelles.

**Mots clés : Patch en composite, Réparation, Fissure, Facteur d'intensité de contrainte et l'orientation des fibres .**

### Abstract :

The primary objective of this study is to examine the effect of the geometric dimensions of a composite patch on the stress intensity factor (SIF) using the simulation software Abaqus CAE. The study specifically explores variations in the composite material, the width, and the length of the patch. The simulations allowed for an analysis of how these modifications influence the stress distribution and the overall performance of the composite patch. The results show that the geometric dimensions of the patch play a crucial role in reducing the stress intensity factor (SIF), and thus in improving the fracture resistance of the repaired structures. An optimization of the geometric parameters was performed to determine the most effective configurations, thereby offering practical recommendations for the application of composite patches in structural repairs.

**Keywords: Composite patch, Repair, Crack, Stress intensity factor, J-integral**

المخلص:

FIC الهدف الرئيسي من هذه الدراسة هو فحص تأثير الأبعاد الهندسية للرقعة المركبة على معامل كثافة الإجهاد تستكشف الدراسة بشكل خاص التغيرات في المادة المركبة، وعرض وطول . Abaqus 6.17 باستخدام كود الحساب الرقعة. سمحت المحاكاة بتحليل كيفية تأثير هذه التعديلات على توزيع الإجهادات والأداء العام للرقعة المركبة. أظهرت ، وبالتالي في تحسين مقاومة FIC النتائج أن الأبعاد الهندسية للرقعة تلعب دورًا حاسمًا في تقليل معامل كثافة الإجهاد الكسر للهياكل المُصلحة. تم إجراء تحسين للمعاملات الهندسية لتحديد التكوينات الأكثر فعالية، مما يوفر توصيات عملية لتطبيق الرقع المركبة في الإصلاحات الهيكلية.

الكلمات المفتاحية: رقعة مركبة، إصلاح، شق، معامل كثافة الإجهاد، واتجاه الألياف.

<b>Remerciment :</b> .....	2
<b>Dédicase :</b> .....	3
<b>Résumé :</b> .....	6
<b>Liste des figures :</b> .....	9
<b>Liste des tableau :</b> .....	10
<b>nomenclature :</b> .....	11
<b>introcutio</b> n générale:.....	13
<b>Chapitre I : Généralité sur la mécanique de la rupture</b>	
Introduction : .....	19
1. Aperçu historique sur la mécanique de la rupture : .....	19
2. La mécanique de la rupture : .....	19
3. Concept de la mécanique linéaire et non linéaire de la rupture : .....	20
3.1 Cas de la Rupture fragile .....	20
3.2 Cas de la rupture Ductile.....	20
3.3 Rupture de fatigue : .....	22
4. Différents modes de rupture :.....	22
5. La zone de fissuration :.....	23
5.1 La zone d'élaboration 1:.....	23
5.2 La zone singulière 2:.....	23
5.3 La zone des champs lointains : .....	24
6. Utilisation de la mécanique de la rupture en conception : .....	24
7. Critères de rupture : .....	25
7.1 Taux de restitution d'énergie.....	26
7.2 Facteur d'intensité de contraintes.....	28
7.3 Intégrale de RICE (J) .....	29
7.2 Ouverture de fissure (CTOD) : .....	30
Conclusion .....	32
<b>Chapitre II : La réparation par patch en materiau composite</b>	
Introduction : .....	34
1. Définition : .....	34
2. Les constituant d'un materiau composite :.....	34
2.1 Le renfort : .....	34
2.1.1 Architecture des renforts : [4] .....	35
2.2 La matrice :.....	37

2.2.1 Résines thermodurcissables .....	37
3.2 Les charges et les additifs : .....	38
3.2.1 les charges: [25].....	38
3.2.2 Les additifs :.....	39
4. Structure des matériaux composites : .....	39
4.1 Les monocouches:.....	39
4.2 Les Stratifiés : .....	39
4.3 Sandwichs: .....	40
5. Mise En Œuvre Des Matériaux Composites : .....	40
5.1 Moulages sans pression : .....	40
5.1.1 Moulage au contact : .....	41
5.1.2 Moulage par projection simultanée : .....	42
5.2 Moulage sous vide : .....	42
5.3 Moulage par compression : .....	43
5.3.2 Moulage par compression à froid : .....	44
5.3.3 Moulage par compression à chaud : .....	45
5.3.4 Moulage par injection : .....	45
5.4 Moulage en continu : .....	46
5.5 Moulage Par Pultrusion : .....	47
5.6 Moulage par centrifugation : .....	48
5.7 Moulage par enroulement filamentaire : .....	49
5.7.1 Principe : .....	49
5.7.2 Enroulement circonférentiel : .....	49
5.7.3 Enroulement hélicoïdal : .....	50
5.7.4 Enroulement polaire : .....	51
5.7.5 Mandrins : .....	51
5.7.6 Applications : .....	51
6. Avantages Des Composites : .....	52
7. Réparation par patch composites : .....	52
7.1 Types de patch utilisé dans la réparation des structures métalliques : .....	53
7.2 Quelques exemples d'application de la réparation par patch : .....	53
7.3 Effet des propriétés mécaniques :[44] .....	55
7.3.1 Changement de Géométrie .....	55
7.3.2 Propriétés Matériaux: .....	55
7.3.3 Effets sur la Forme et l'Aérodynamisme :.....	56

7.3.4 Effets à Long Terme :.....	56
7.4 Domaine d'applications de réparation par composite : .....	56
7.4.1 Domaine aéronautique : .....	56
7.4.2 Domaine navales et maritimes :.....	57
7.5 Avantages d'un patch en composite .....	58
8. État de l'art.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
Conclusion .....	71

### Chapitre III : Résultat et discussion.

Introdtion : .....	73
1. Présentation du logiciel de calcul utilisé :.....	73
2. Modèle geometrique : .....	73
3. Le maillage :.....	75
4. Résultat et discussion : .....	76
4.1 Le choix de mode de rupture :.....	78
4.2 le choix du materiau composite : .....	79
4.2.1 carbon / epoxy : .....	79
4.2.2 glass / époxy : .....	80
4.2.3 boron / époxy :.....	81
4.2.4 la comparaison entre les 3 matériaux :.....	82
4.3 L'effet des dimensions geometriques du patch sur le facteur d'intensité de contrainte : .....	84
4.3.1 l'effet de la variation de la langedur du patch : .....	84
4.3.2 l'effet de la variation de la largeur du patch : .....	92
4.4 La variation de l'integral J par apport au temps : .....	98
4.5 Le meilleur patch :.....	100
5. comparaison générale entre une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch composite : .....	100
<b>conclusion générale:</b> .....	<b>97</b>
<b>Référence:</b> .....	<b>98</b>

Figure I.1: cas de rupture mécanique .....	19
Figure I.2 : Rupture fragile [5] .....	20
Figure I.3: Rupture ductile [5].....	21
Figure 4: La courbe contrainte déformation pour matériau fragile et ductile [6]. .....	21
Figure I.5 : Présentation d'une rupture par fatigue. ....	22
Figure I.6 : Différents Modes de rupture [8]. .....	23
Figure I.7 :Zone délimitant le voisinage d'une pointe de fissure[9] .....	24
Figure I.8 ; Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MLR (b) [10] .....	25
Figure I.9: Interprétation du taux de restitution d'énergie. [11].....	27
Figure I.10 : Contraintes près de l'extrémité d'une fissure [15]. .....	28
Figure I.11 : CONTOUR D'INTEGRATION. [16]. .....	30
Figure I.12 : Définition du CTOD. [13] .....	31
Figure II. 1 :Matériau composite [23].....	34
Figure II. 2 : Types de renfort [24]. .....	35
Figure II. 3 : renforts unidirectionnels (UD) .....	35
Figure II. 4: renforts Toile ou taffetas.....	36
Figure II. 5: renforts Serge. ....	36
Figure II. 6 : renforts Satin. ....	36
Figure II. 7: Différentes familles de matrice [24]. .....	37
Figure II. 8: Composite monocouche.....	39
Figure II. 9: Plaque stratifiée. ....	40
Figure II. 10: Composite sandwich. ....	40
Figure II. 11: Principe du moulage au contact.[28] .....	41
Figure II. 12: Principe du moulage par projection simultanée.[28] .....	42
Figure II. 13: Moulage sous vide.[28] .....	43
Figure II. 14: Moulage par injection de résine [28]. .....	44
Figure II. 15: À froid [28].....	44
Figure II. 16: À chaud [28].....	45
Figure II. 17: Moulage par injection [28]. .....	46
Figure II. 18 :Moulage en continu de plaques [15] .....	47
Figure II. 19 :: Moulage en continu de panneaux ondulés [28]. .....	47
Figure II. 20 : Moulage par pultrusion [28]......	48
Figure II. 21: Moulage par centrifugation [15]. .....	49
Figure II. 22: Principe de l'enroulement circonférentiel. ....	49
Figure II. 23: Principe de l'enroulement hélicoïdal. ....	50
Figure II. 24 : Enroulement hélicoïdal continu. ....	50
Figure II. 25: Enroulement polaire.....	51
Figure II. 26:paration des bordages en aluminium par patches composites [39].....	53
Figure II. 27: Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites [39] .....	53
Figure II. 28 : Réparation exécutée sur un F 111.[43]. .....	54
Figure II. 29 : Réparation exécutée sur un Mirage.[43].....	55
Figure II. 30 :éparation exécutée sur un Hercules.[43].....	55

Figure II. 31 : Réparation par collage de patch composite sur une aile d'avion. ....	57
Figure II. 32 : Réparation de superstructure d'un navire en aluminium par patch composites[47]. ....	58
Figure II. 33 : Modèle géométrique de la plaque non réparée sous chargement. ....	59
Figure II. 34 : Modèle géométrique et maillage de la structure (Plaque et patch). ....	60
Figure II. 35 : SIF in the plate without piezoelectric patch .....	61
Figure II. 36 : Centre-cracked plate with integrated piezoelectric actuators. ....	61
Figure II. 37 : centre-cracked plate with only piezoelectric actuators active .....	62
Figure II. 38 : Zone adhésive de la plaque d'aluminium avec des patches collés. ....	63
Figure II. 39 : la géométrie de la plaque selon la norme ASTM standard. ....	63
Figure II. 40 : modèle géométrique de la moitié de la structure rapiécée pour le mode pur I .....	64
Figure III. 1: modèle geometrique de la plaque fissuré. ....	74
Figure III. 2:: modèle geometrique du patch en composite. ....	74
Figure III. 3: modèle geometrique de la structure analysée. ....	74
Figure III. 4 : Le maillage. ....	76
Figure III. 5 : choix du mode de rupture. ....	78
Figure III. 6: variation de l'integral J pour le materiau carbon/ epoxy. ....	79
Figure III. 7: variation de l'integral J pour le materiau glass / epoxy. ....	80
Figure III. 8: variation de l'integral J pour le materiau Boron / epoxy. ....	81
Figure III. 9: la comparaison entre les 3 materiau a 0°. ....	82
Figure III. 10 : la comparaion entre les 3 materiau a 10°. ....	83
Figure III. 11: l'effet de la variation de la langedeur a 75mm du patch le FIC .....	84
Figure III. 12: l'effet de la variation de la langedeur a 75 mm du patch l'integral J. ....	85
Figure III. 13 : l'effet de la variation de la langedeur a 100mm du patch le FIC. ....	85
Figure III. 14 : l'effet de la variation de la langedeur a 100 mm du patch l'integral J. ....	86
Figure III. 15 : l'effet de la variation de la langedeur a 125mm du patch le FIC. ....	87
Figure III. 16: l'effet de la variation de la langedeur a 125mm du patch l'integral J. ....	87
Figure III. 17: l'effet de la variation de la langedeur a 150mm du patch le FIC. ....	88
Figure III. 18: l'effet de la variation de la langedeur a 150mm du patch l'integral J. ....	89
Figure III. 19: l'effet de la variation de la langedeur a 175mm du patch le FIC. ....	89
Figure III. 20: l'effet de la variation de la langedeur a 175mm du patch l'integral J. ....	90
Figure III. 21: l'effet de la variation de la langedeur a 200mm du patch le FIC. ....	91
Figure III. 22: l'effet de la variation de la langedeur a 200mm du patch l'integral J. ....	91
Figure III. 23: l'effet de la variation de la langedeur 65 mm de patch l'entigral J. ....	92
Figure III. 24: l'effet de la variation de la langedeur 65 mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K) .....	93
Figure III. 25: l'effet de la variation de la langedeur 80 mm de patch l'entigral J. ....	94
Figure III. 26: l'effet de la variation de la langedeur 80mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K). ....	94
Figure III. 27: l'effet de la variation de la langedeur 90 mm de patch l'entigral J. ....	95
Figure III. 28: l'effet de la variation de la langedeur 90 mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K) .....	96
Figure III. 29 : variation de l'integral J pour le materiau carbon/ epoxy. ....	99

Figure III. 30 : l'effet de la variation de la longueur a 150mm du patch l'integral J. ....	99
Figure III. 31 : l'effet de la variation de la largeur 80mm du patch l'integral J. ....	100
Figure III. 32 : l'intégrale J en fonction du temps sans patch. ....	76
Figure III. 33 : facteur d'intensité de contrainte en fonction du temps sans patch. ....	77

## Liste des Tableaux

---

Tableau II.1 : Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide. [29].....	43
Tableau II.2: Exemples de réparations effectuées par patchs par la RAAF [42] .....	54
Tableau III. 1 : les propriétés de la plaque .....	75
Tableau III. 2 : les propriétés des patch composite.....	75
Tableau III. 3 : dimension de l'adhésive.....	75

## Nomenclature

---

<b><math>K</math></b>	Le facteur d'intensité de contrainte (avec l'abréviation FIC).
<b><math>G</math></b>	Le taux de restitution d'énergie.
<b><math>J</math></b>	L'intégrale.
<b><math>U</math></b>	L'énergie libre totale du corps fissuré.
<b><math>U_0</math></b>	est l'énergie de déformation du corps non fissuré.
<b><math>U_S</math></b>	l'énergie de surface due à la formation de la fissure.
<b><math>U_E</math></b>	la variation d'énergie de déformation élastique due à l'introduction de la fissure.
<b><math>W</math></b>	la variation du travail externe du système.
<b><math>a</math></b>	Demi-longueur de la fissure dans le solide.
<b><math>h</math></b>	l'épaisseur du matériau considéré autour de la fissure.
<b><math>\gamma_0</math></b>	est l'énergie superficielle
<b><math>B</math></b>	Épaisseur du solide contenant la fissure.
<b><math>F</math></b>	Charge appliquée au solide.
<b><math>P</math></b>	Charge appliquée (généralement une fonction du déplacement $\Delta$ ).
<b><math>A</math></b>	Déplacement lié à la charge appliquée.
<b><math>\delta P</math></b>	Variation infinitésimale de la charge.
<b><math>\delta UE</math></b>	Variation infinitésimale de l'énergie de déformation élastique.
<b><math>dA</math></b>	Variation infinitésimale du déplacement.
<b><math>K_I</math></b>	Facteur d'intensité De Contrainte En Mode I.
<b><math>K_{II}</math></b>	Facteur d'intensité De Contrainte En Mode II.
<b><math>K_{III}</math></b>	Facteur d'intensité De Contrainte En Mode III.
<b><math>E</math></b>	Module de Young du matériau (élasticité).
<b><math>\mu</math></b>	Module de cisaillement.
<b><math>\nu</math></b>	Coefficient de Poisson.
<b><math>E'</math></b>	Module de Young modifié.
<b><math>\delta W</math></b>	Variation infinitésimale du travail externe.
<b><math>\Delta w</math></b>	Variation du travail correspondant au déplacement $d\Delta$ .
<b><math>K_c</math></b>	Valeur critique du facteur d'intensité de contrainte à laquelle la rupture se produit.
<b><math>\sigma</math></b>	Contrainte appliquée loin de la fissure.

$Y$	Facteur géométrique (facteur de forme) qui prend en compte les dimensions finies et la géométrie de l'éprouvette ainsi que la taille de la fissure.
$w$	Largeur de l'éprouvette.
$r$	Distance de la pointe de la fissure dans les coordonnées polaires.
$\theta$	Angle dans les coordonnées polaires.
$\sigma_{ij}$	Champ de contrainte.
$\sigma_x$	Composantes normales des contraintes dans les directions $x$ .
$\sigma_y$	Composantes normales des contraintes dans les directions $y$ .
$\sigma_z$	Composantes normales des contraintes dans les directions $z$ .
$\tau_{xy}$	Composantes de cisaillement des contraintes dans les plans $xy$ .
$\tau_{xz}$	Composantes de cisaillement des contraintes dans les plans $xz$ .
$\tau_{yz}$	Composantes de cisaillement des contraintes dans les plans $yz$ .
$\Gamma$	Contour fermé entourant la pointe de la fissure.
$T_i$	Vecteur des contraintes.
$n_i$	Composantes du vecteur normal au contour
$u_i$	Vecteur de déplacement.
$s$	Abscisse curviligne le long du contour $\Gamma$
$w$	Densité d'énergie de déformation.
$\delta_y$	Déplacement de la fissure suivant l'axe $y$
$\sigma_0$	Limite élastique.
$X$	Coefficient dépendant du matériau.
$\epsilon_{ij}$	Composantes du tenseur de déformation.
$E_P$	Énergie potentielle.

# *Introduction générale*

Une plaque d'aluminium altérée par une fissure peut être restaurée via un patch composite. Il s'agit essentiellement de coller un morceau de matériau composite sur la plaque endommagée pour freiner la propagation de la fissure ; prolongeant ainsi la durée de vie de la structure. Pour évaluer ce type de réparation, des simulations numériques peuvent être effectuées à l'aide d'un logiciel d'ingénierie comme ABAQUS — une approche permettant de garantir l'efficacité et la faisabilité d'une telle méthodologie avant sa mise en œuvre réelle.

La méthodologie numérique consiste d'abord à créer un modèle géométrique de la plaque d'aluminium contenant la fissure ainsi que la pièce composite, puis à établir les conditions aux limites et les propriétés du matériau pour les deux entités. La simulation peut impliquer une étude du comportement mécanique à travers des variations de l'intégrale J ou des facteurs d'intensité de contrainte qui aident à déchiffrer comment le patch composite influence la structure et quels seraient les meilleurs paramètres à adopter pour une réparation réussie.

Différents types de patches composites peuvent être utilisés pour la réparation, comme le patch composite Carbone/Epoxy, Bore/Epoxy ou Verre/Epoxy. Les modules d'Young, les coefficients de Poisson et les modules de cisaillement sont des propriétés mécaniques spécifiques qui caractérisent ces patches et affectent leur efficacité dans la réparation de la plaque d'aluminium.

Ce travail s'articule autour de l'étude de l'impact des dimensions géométriques des patches sur les facteurs d'intensité de contrainte. La taille, la forme et la position des pièces sur une plaque sont ce que nous entendons par dimensions géométriques, et celles-ci peuvent largement dicter la nature des contraintes de traction et de compression dans la zone de réparation. Notre objectif est de discerner la relation entre les dimensions géométriques des patches et les facteurs d'intensité de contrainte, un effort qui nous mènera à des suggestions constructives pour améliorer la conception des patches composites et aussi pour savoir quel est le meilleur patch.

Le thème de ce mémoire est d'explorer comment les dimensions des taches géométriques affectent les facteurs d'intensité de contrainte. La taille, la forme et la position des pièces sur la plaque font partie des facteurs qui influencent de manière significative les contraintes de traction et de compression dans la zone de réparation. Notre objectif est d'établir la relation entre les dimensions géométriques des patches et les facteurs d'intensité de contrainte, en vue de suggérer des améliorations de conception pour les patches composites.

Il y a trois chapitres dans cet ouvrage :

Le premier chapitre introduit les concepts généraux de la mécanique de la rupture.

Le deuxième chapitre traite des matériaux composites et de la manière dont ils sont utilisés pour réparer les structures aéronautiques, ce qui a été détaillé plus tôt dans le chapitre deux.

Le troisième chapitre traite des résultats et de la discussion. Ceci montre les résultats pour l'étude numérique de l'effet des dimensions géométriques des patches sur les facteurs d'intensité des contraintes. Il ressort des résultats que les dimensions géométriques des patches ont un impact significatif sur les contraintes dans la zone de réparation et l'optimisation de ces dimensions peut améliorer l'efficacité de la réparation.

Chapitre I :  
GENERALITE SUR  
LA MECANIQUE DE  
LA RUPTURE

### Introduction :

La mécanique de la rupture est une discipline cruciale en ingénierie et en science des matériaux, permettant de comprendre et de prédire le comportement des structures sous contraintes, des fractures et de la propagation des fissures dans les matériaux. Ce chapitre offre une vue d'ensemble des concepts fondamentaux, quelques aspects de la mécanique de la rupture. Il explore les mécanismes de formation et de propagation des fissures, ainsi que les facteurs influençant la résistance des matériaux telle que la ténacité, le taux de restitution d'énergie, et le facteur d'intensité de contraintes.

#### 1. Aperçu historique sur la mécanique de la rupture :

La mécanique de la rupture a été introduite vers 1920. Son objectif est de caractériser le comportement à la fissuration de structures des matériaux à l'aide de certains paramètres comme le champ de contraintes, la taille de la fissure et la résistance à la fissuration du matériau. Les premières analyse (déplacements, déformations et contraintes) autour d'une fissure ont été entrepris par vers 1940. L'extension de la discipline a été amorcée par la suite. Voici quelques exemples de ruptures catastrophiques qui ont conduit les chercheurs et les ingénieurs à déterminer les causes de ces ruptures.

Toute structure de matériau contient pratiquement des défauts, qu'ils soient introduits lors de l'élaboration du matériau ou lors de la fabrication de la pièce (défauts d'usage ou de soudage par exemple). Ces défauts doivent être pris en compte car ils conditionnent la fiabilité de la structure et sa durée de vie. [1]



Figure I.I: cas de rupture mécanique

#### 2. La mécanique de la rupture :

La mécanique de la rupture est une étude qui met en jeu les paramètres habituels de la mécanique à partir d'une discontinuité existante : fissure ou défaut. Elle permet dans certains cas de prévoir, en fonction des dimensions d'une fissure et de l'état de chargement, la vitesse de propagation de la fissure et la dimension à partir de laquelle cette fissure peut entraîner une rupture brutale. Cette dimension, appelée couramment taille critique du défaut caractérise la nocivité du défaut, c'est-à-dire la

dimension de la fissure à partir de laquelle la structure mécanique n'est plus apte à l'emploi du fait de la perte de performance engendrée . [2]

### 3. Concept de la mécanique linéaire et non linéaire de la rupture :

Selon le comportement mécanique du matériau durant la propagation d'une fissure, deux types de ruptures sont possibles :

- Rupture fragile caractérisée par une absence de la déformation plastique significative obéit à la mécanique linéaire de la rupture ;
- Rupture ductile, en présence de déformation plastique non négligeable obéissant à la mécanique non linéaire de la rupture. [3]

#### 3.1 Cas de la Rupture fragile

Elle est caractérisée par l'absence de plastique macroscopique, et donc par la propagation très rapide des fissures avec faible consommation d'énergie. Dans le cas d'un cristal, la rupture est bien nette, elle suit des plans cristallographiques, on parle de rupture par clivage. Le matériau rompt avant d'avoir quitté le régime élastique, c'est le cas des céramiques [4].

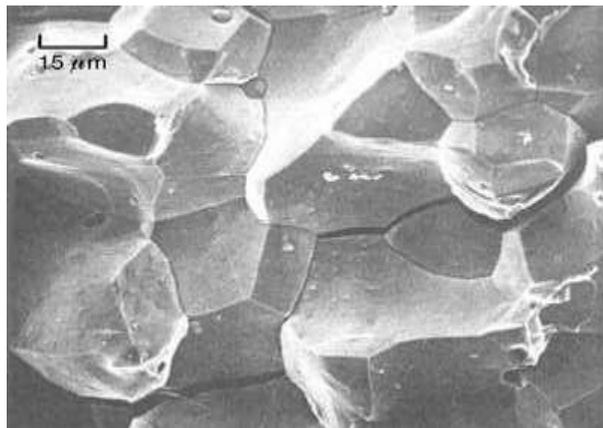


Figure I.II : Rupture fragile [5]

#### 3.2 Cas de la rupture Ductile

La rupture ductile dans le cas des métaux est un mécanisme d'endommagement très différent de la rupture fragile. C'est d'abord un mécanisme qui se produit lorsque le métal est macroscopiquement en plasticité. De nombreuses cavités se développent de par l'hétérogénéité de la microstructure, ensuite, du fait de la déformation plastique, ces cavités grossissent puis coalescent (fig. I.3). La rupture se produit par coalescence de microfissures ou de cavités. La rupture ductile est presque toujours un moindre mal, contrairement à la rupture fragile qui a un caractère soudain et brutal et a des effets imprévus en raison de la propagation spontanée et rapide de la fissure. En revanche, la présence d'une déformation plastique signale l'imminence d'une rupture et rend donc possible l'application de mesures préventives [6]. Une rupture ductile nécessite une plus grande énergie de déformation, car les matériaux à comportement ductile sont généralement plus tenaces. Sous l'action d'une contrainte de traction, la plupart des métaux et de leurs alliages, à l'état d'équilibre thermodynamique, sont

ductiles, tandis que les céramiques sont particulièrement fragiles que les polymères, en fonction de leur nature, sont exposés aux deux types de rupture (fig. I.4) [6].

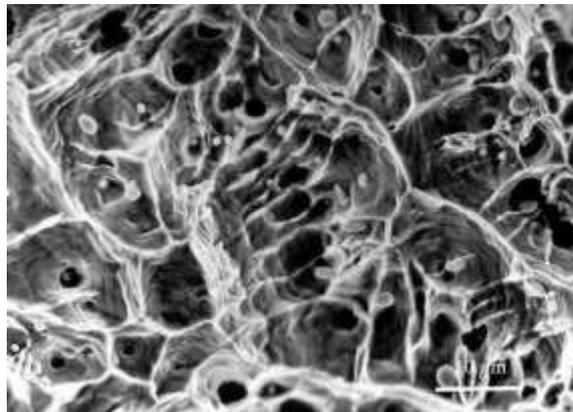


Figure I.III: Rupture ductile [5].

Les mécanismes de la rupture ductile se fait en plusieurs étapes :

- Après le début de la striction, de petites cavités se forment dans la section transversale ;
- A mesure que la déformation se poursuit, ces cavités se développent, se coalescent pour donner naissance à une fissure elliptique dont le grand axe est perpendiculaire à la direction de la contrainte appliquée ;
- La fissure se développe davantage le long de la direction parallèle à son axe principal, en raison de cette coalescence des cavités ;
- Enfin, lorsque la fissure atteint une taille critique, sa propagation rapide sur le périmètre de la striction conduit à la rupture par déformation de cisaillement selon un angle d'environ  $45^\circ$  à l'axe de traction, angle pour lequel la scission est maximale.

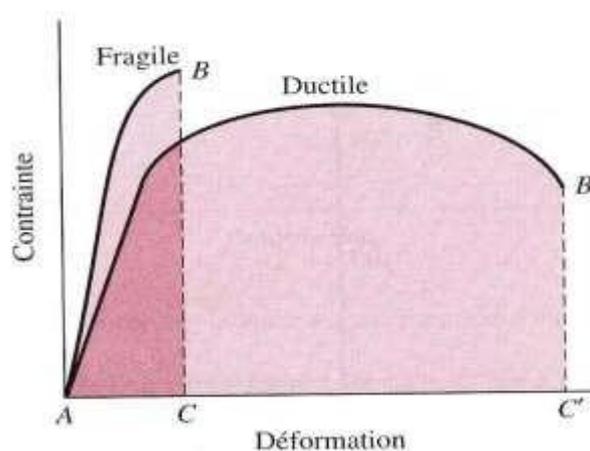


Figure IV: La courbe contrainte-déformation pour matériau fragile et ductile [6].

La mécanique de la rupture se propose de décrire les étapes d'amorçage et de propagation de la fissuration. La mécanique linéaire de la rupture s'applique aux matériaux ayant un comportement élastique obéissant à la loi de Hooke. Même si des

corrections liées à la présence d'une zone plastifiée près d'une zone de concentration de contraintes (entaille, fissure) ont été proposées par la suite, ces analyses reposant sur l'hypothèse que la plasticité reste confinée ne sont valables que pour des structures dont le comportement est globalement élastique.

### 3.3 Rupture de fatigue :

Une rupture de fatigue montre une propagation progressive des fissures sous l'effet d'une contrainte répétée. Plus de 70 % des faciès de rupture observés sur les structures mécaniques découleraient d'une rupture de fatigue.

L'aspect de la surface de rupture du matériau ne montre aucun étirement et aucune striction, tout comme lors d'une rupture fragile, mais l'observation microscopique révèle une importante déformation plastique.

La surface de rupture est généralement lisse, comparée aux surfaces des autres faciès de rupture, et des rides (motif conchoïdal) sont observées au niveau macroscopique. L'aspect de ces rides vous permet de déterminer où a commencé la rupture et dans quelle direction la fissure s'est propagée.

Au niveau microscopique, un motif à lignes obliques appelées stries est généralement observé. Le motif strié est perpendiculaire à la direction de propagation de la fissure et se produit facilement sur les alliages d'aluminium et les alliages de cuivre mais pas sur les alliages ferreux. [7]

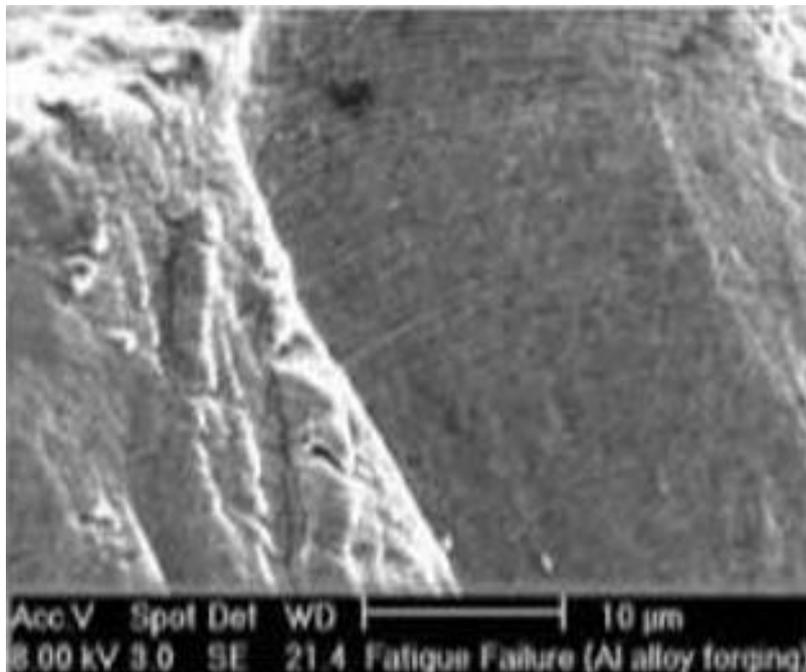


Figure I.V : Présentation d'une rupture par fatigue.

### 4. Différents modes de rupture :

La fissuration se manifeste par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties appelées lèvres de la fissure ce qui introduit une discontinuité au sens des déplacements. Les mouvements possibles des lèvres de chaque fissure sont des combinaisons de trois modes indépendants illustrés schématiquement sur la figure I.6.

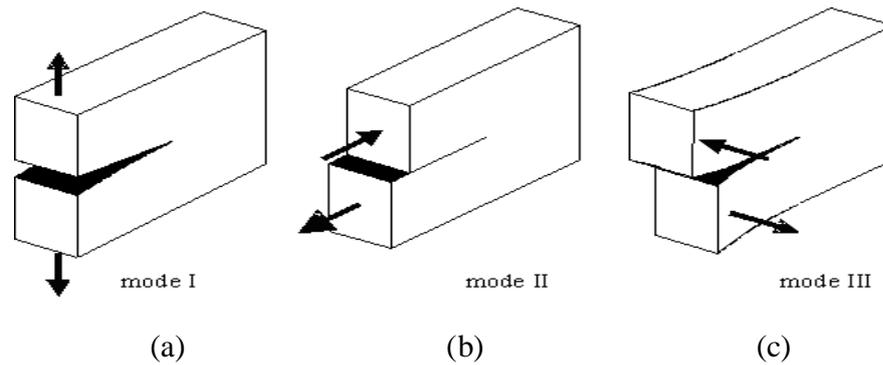


Figure I. VI : Différents Modes de rupture [8].

- Mode I (mode par ouverture) : les lèvres de la fissure se déplacent dans des directions opposées et perpendiculairement au plan de fissure (fig. I.6.a) ;
- Mode II (cisaillement plan) : les lèvres de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de fissure (fig. I.6.b) ;
- Mode III (cisaillement anti-plan) : les lèvres de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la fissure (fig. I.6.c).

### 5. La zone de fissuration :

D'un point de vue mécanique, on peut distinguer schématiquement, dans un milieu fissuré, trois zones successives (figure I.7).[9]

#### 5.1 La zone d'élaboration 1:

elle se trouve à la pointe de fissure et dans le sillage laissé par la fissure au cours de sa propagation. L'étude de cette zone est très complexe à cause des contraintes importantes qui ont fortement endommagé le matériau. Elle est discontinue au sens de la mécanique des solides. La théorie classique de la mécanique de la rupture réduit cette zone à un point pour les problèmes plans et à une courbe pour les problèmes tridimensionnels.[9]

#### 5.2 La zone singulière 2:

dans laquelle les champs de déplacements, déformations et contraintes sont continus et possèdent une formulation indépendante de la géométrie lointaine de la structure. On démontre que dans cette zone, les composantes du champ de contraintes sont infinies au voisinage du front de fissure ( $r \rightarrow 0$ ).[9]

Plus exactement, la singularité est en  $(1/\sqrt{r})$  en milieu élastique linéaire. Le matériau ayant une limite élastique, il existe un rayon  $r_p$  autour de la pointe de fissure qui détermine la forme de la zone plastique. En fonction de la valeur de  $r_p$ , on dira que la rupture est fragile pour  $r_p$  petit et qu'elle est ductile pour  $r_p$  grand. Cette distinction sur la base du paramètre  $r_p$  est très importante car elle conditionne la validité de la théorie utilisée :

- La Mécanique Linéaire de la Rupture pour les ruptures fragiles

- La Mécanique Non Linéaire de la Rupture dans le cas de zone plastique non négligeable (rupture ductile) [9]

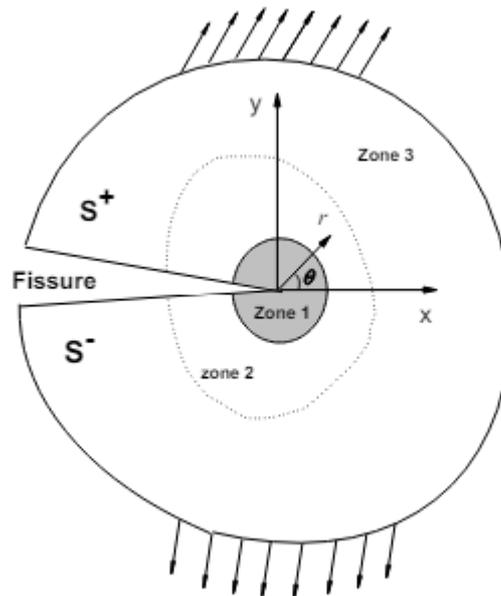


Figure I.VII :Zone délimitant le voisinage d'une pointe de fissure[9]

### 5.3 La zone des champs lointains :

comprenant les champs lointains se raccordant d'une part, à la zone singulière, et d'autre part aux conditions aux limites en charges et en déplacements. Dans cette zone, les champs de déplacements, déformations et contraintes varient peu et peuvent être approximés par des polynômes communément utilisés dans la méthode des éléments finis. Diverses méthodes d'analyse permettent d'étudier les champs de déplacements, déformations et contraintes au voisinage d'une fissure. On regroupe l'ensemble de ces méthodes sous deux types d'approches :

- Approches directes : fondées sur l'utilisation des fonctions d'Airy ; ces approches résolvent des problèmes plans et font appel à la recherche de fonctions analytiques. Dans notre étude, nous avons utilisé le développement de Williams qui est basé sur ce type d'approches.
- Approches énergétiques : basées sur l'analyse énergétique du milieu continu contenant une fissure. Il s'agit d'un bilan énergétique global intégrant le taux de restitution d'énergie dû à un accroissement virtuel de la fissure [9]

### 6. Utilisation de la mécanique de la rupture en conception :

Le schéma figure I.8 compare l'approche classique pour le dimensionnement des structures basée sur la limite d'élasticité du matériau  $\sigma_e$  à l'approche utilisant le concept de ténacité  $K_{Ic}$  issu de la mécanique linéaire de la rupture (MLR) [10].

Dans le premier cas, on dimensionne les structures pour que les contraintes appliquées  $\sigma$  restent inférieures à la limite d'élasticité ( $\sigma < \sigma_e$ ). On utilise en général un coefficient

de sécurité pour prévenir tout risque de rupture fragile ( $\sigma < 1$ ). Cette approche est à deux variables  $\sigma$  et  $\sigma_e$  ; elle fait abstraction de l'existence d'éventuels défauts sous forme de microfissures par exemple [10].

L'approche basée sur la mécanique linéaire de la rupture est à trois variables : la contrainte appliquée  $\sigma$ , la ténacité  $KC$  (qui remplace la limite d'élasticité) et une variable additionnelle qui est la taille du défaut. Il y a cependant deux approches alternatives de la mécanique de la rupture : l'une utilisant le concept d'intensité des contraintes critique (ténacité du matériau) et l'autre un critère d'énergie [10].

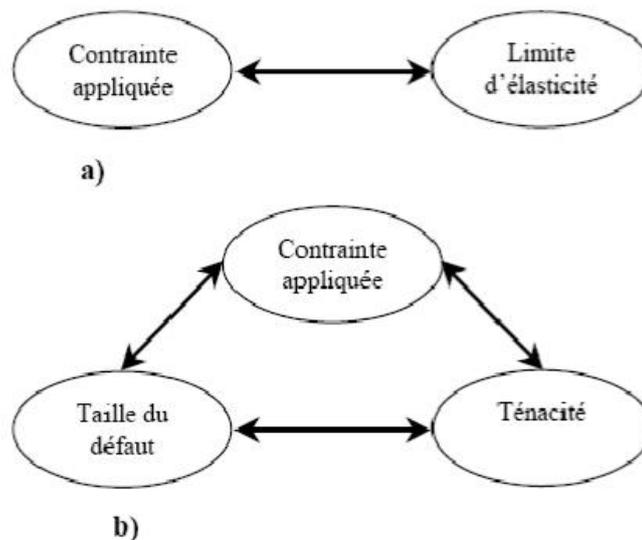


Figure I.VIII ; Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MLR (b) [10]

### 7. Critères de rupture :

En mécanique linéaire élastique de la rupture, trois principaux critères de rupture sont utilisés, le premier proposé par Griffith (1920) [11] est basé sur une approche énergétique, le second proposé par Irwin (1960) [12], est défini à partir du champ local de contraintes au front de fissuration, et le troisième développé par Wells [13], est basé sur le déplacement d'ouverture en tête de fissure noté CTOD.

Pour étudier les caractéristiques de la zone singulière en utilisant trois paramètres :

- Le facteur d'intensité de contrainte (avec l'abréviation FIC) **K**.
- Le taux de restitution d'énergie **G**.
- L'intégrale **J**.

**K** est le paramètre de l'approche locale directe. **G** et **J** sont les paramètres de l'approche énergétique globale.

### 7.1 Taux de restitution d'énergie

Au cours de ses travaux sur la théorie de la rupture fragile, Griffith [11] a introduit le taux de restitution d'énergie, noté  $G$ , correspondant à l'énergie libérée au cours de la propagation d'une fissure dans un solide parfaitement élastique. Selon Griffith, la rupture intervient au moment où une énergie suffisante est restituée pour la création de nouvelles surfaces de rupture. Cette énergie provient de l'énergie élastique stockée dans le matériau et de l'énergie potentielle du système de chargement. Griffith [11] considère un solide d'épaisseur  $B$ , contenant une fissure de longueur  $2a$ , soumis à un chargement  $F$ . L'énergie libre totale du corps fissuré s'écrit :

$$U = U_0 + U_s + U_E - W \quad \text{I.1}$$

Où :

$U_0$  : est l'énergie de déformation du corps non fissuré ;

$U_s$  : l'énergie de surface due à la formation de la fissure ;

$U_E$  : la variation d'énergie de déformation élastique due à l'introduction de la fissure ;

$W$  : est la variation du travail externe du système.

En fonction de l'énergie libre totale, Griffith a exprimé un critère de rupture sous la forme :

$$\begin{aligned} \frac{dU}{da} < 0 & : \text{fissure instable ;} \\ \frac{dU}{da} = 0 & : \text{fissure en équilibre ;} \\ \frac{dU}{da} > 0 & : \text{fissure stable} \end{aligned}$$

L'énergie  $U_0$  est indépendante de la fissure ;

$U_E$  et  $W$  sont fonctions du mode de chargement.

L'énergie de surface  $U_s$  est égale à  $\frac{4a}{h} \gamma_0$  où  $\gamma_0$  est l'énergie superficielle spécifique. Le taux de restitution d'énergie est défini par :

$$G = \frac{1}{B} \frac{\partial (U_E - W)}{\partial a} \quad \text{I.2}$$

Le paramètre  $G$  est représenté par l'aire entre les deux courbes  $P = f(\Delta)$  correspondant aux fissures de longueurs «  $a$  » et «  $a + da$  ». Si l'on considère un accroissement de la fissure d'une longueur  $da$ , pour un déplacement constant, on peut alors observer une diminution de la charge  $\Delta P$  comme l'indique la figure I.9.a. La variation de l'énergie du système est uniquement une diminution de l'énergie de déformation, soit :

$$\delta W = 0 \quad \text{et} \quad \delta U_E = -\frac{1}{2} \Delta \delta P \quad \text{I.3}$$

La figure I.9.b illustre le même comportement que celui représenté par la figure I.9.a avec une charge constante. La propagation de la fissure entraîne une augmentation du déplacement  $d\Delta$ . Dans ce cas, l'énergie de déformation croît ( $\delta U_E = -\frac{1}{2}\Delta\delta P$ ) La variation du travail correspondant est donnée par la relation  $\Delta w = Pd\Delta$

D'où :

$$\delta(U_E - W) = -\frac{1}{2}Pd\Delta \quad \text{I.4}$$

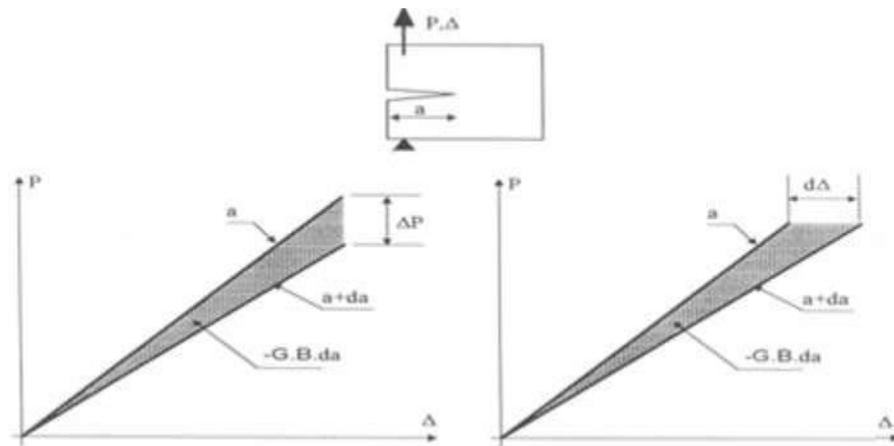


Figure I.IX: Interprétation du taux de restitution d'énergie. [11]

La rupture se produit lorsque l'énergie totale atteint un optimum. Elle survient, pour une contrainte appliquée donnée, lorsque la taille de la fissure tend vers une valeur critique «  $a_c$  ». Dans ce cas, la valeur de l'énergie ( $G$ ) correspond au taux de restitution de l'énergie critique «  $G_c$  » dont la valeur pour un matériau fragile est égale à deux fois l'énergie superficielle spécifique «  $G_c=2\gamma_0$  ».

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

$$G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2\mu} \quad \text{I.5}$$

Avec :  $E' = E$  en contrainte plane et

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

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

Les deux paramètres, facteur d'intensité de contraintes et taux de restitution d'énergie, sont essentiels pour la mécanique de la rupture, ils ne sont valides que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, en rupture ductile, la prise en compte du

comportement réel élastoplastique du matériau est nécessaire pour définir des paramètres représentatifs des phénomènes dissipatifs tels que la plasticité.

### 7.2 Facteur d'intensité de contraintes

Irwin [12], en considérant un solide de comportement élastique linéaire contenant une fissure. (fig. I.10) montre que le champ de contraintes au voisinage de la fissure peut être défini uniquement par un paramètre  $K$  appelé facteur d'intensité de contrainte. La rupture peut intervenir lorsque  $K$  atteint une valeur critique  $K_c$ . En utilisant les fonctions de Westergaard [14], il est possible de décrire le champ de contraintes à une distance  $r$  de la pointe de la fissure (fig. I.10). L'expression générale de ce champ de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad \text{I.6}$$

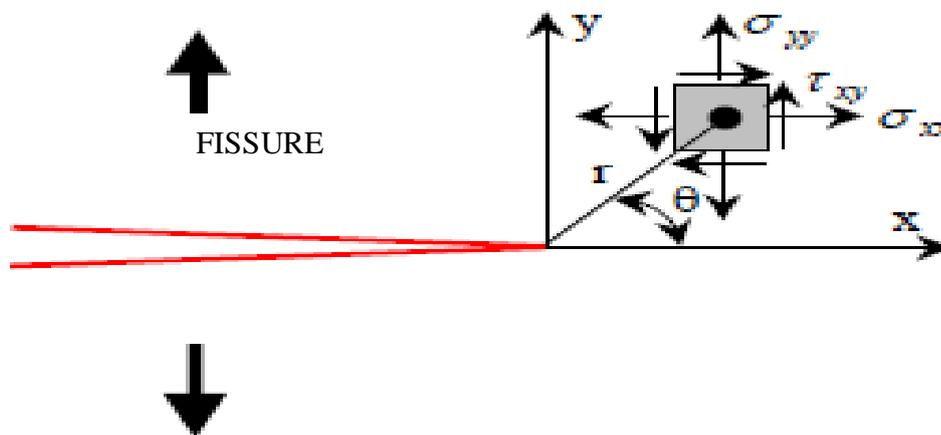


Figure I.X : Contraintes près de l'extrémité d'une fissure [15].

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

Comme le facteur d'intensité de contraintes  $K$  définit le champ de contraintes au voisinage de la fissure, Irwin [12] a postulé que la condition  $K \geq K_c$  est une condition de rupture inévitable et représentait un critère de rupture, ce facteur se déduit à partir de la relation :

$$K = Y \cdot \sigma\sqrt{\pi a} \quad \text{I.7}$$

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

Le critère K qui fait la synthèse à lui seul de la géométrie de la pièce fissurée, de la longueur de la fissure et du niveau du chargement appliqué, est appelé facteur d'intensité de contraintes. Les facteurs  $K_I$ ,  $K_{II}$  et  $K_{III}$  sont définis respectivement pour les modes I, II et III décrits par les expressions I.3, I.4 et I.5. Les champs de contraintes s'expriment à l'aide des facteurs d'intensité des contraintes

- En mode I :

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[ 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{I.8}$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[ 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{I.9}$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad \text{I.10}$$

- En mode II :

$$\sigma_x = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left[ 2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{I.11}$$

$$\sigma_y = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad \text{I.12}$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[ 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{I.13}$$

En mode III :

$$\tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \quad \text{I.14}$$

$$\tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \quad \text{I.15}$$

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \tau_{xz} = 0 \quad \text{I.16}$$

### 7.3 Intégrale de RICE (J)

L'intégrale de contour J, utilisée comme paramètre caractéristique de l'état des contraintes au voisinage de l'extrémité d'une fissure dans les matériaux dont le comportement est non linéaire, a connu un grand succès. Car elle simplifie la description mathématique du comportement. [16]

$$J = \int_{\Gamma} w \, dy - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x} \, ds \quad \text{I.17}$$

Où:

- $\Gamma$  : un contour fermé quelconque entourant la pointe de fissure.
- $T_i$  : vecteur contraintes, ( $T_i = \sigma_{ij} \cdot n_j$ ).
- $u_i$  : vecteur déplacement,
- $S$  : abscisse curviligne et

- $w$  : densité d'énergie de déformation

$$w = \int_0^g \sigma_{ij} d\epsilon_{ij} \quad \text{I.18}$$

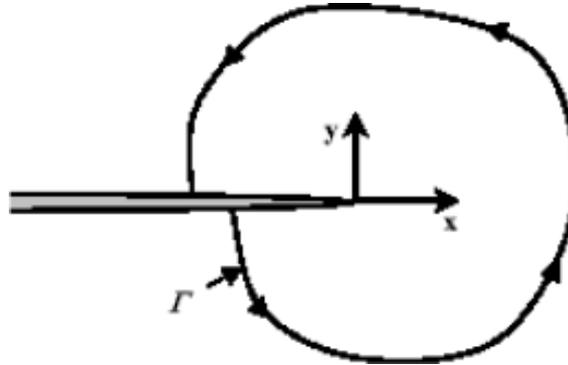


Figure I.XI : CONTOUR D'INTEGRATION. [16].

Cette intégrale présente de nombreuses caractéristiques intéressantes [17] :

- Elle est indépendante du choix du contour d'intégration.
- L'intégrale **J** représente le taux de décroissance de l'énergie potentielle :

$$J = G = - \frac{\partial E_P}{\partial A} \quad \text{I.19}$$

- **J** quantifie l'intensité des champs de contraintes et de déformations en pointe de fissure.

Pour un matériau élastique cette intégrale est identique à la grandeur **G** définie par **Griffith**.

L'égalité de **G** et **J** et la formule d'Irwin garantissent que :

$$J = G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E'} + \frac{K_{III}^2}{2\mu} \quad \text{I.20}$$

## 7.2 Ouverture de fissure (CTOD) :

Wells [13] a remarqué lors d'une étude sur la ténacité d'un acier très ductile que la déformation en pointe de fissure est d'autant plus importante que le matériau est tenace, ces résultats l'ont conduit à proposer le déplacement d'ouverture en pointe de fissure noté CTOD comme critère de mesure de la ténacité à la rupture. Selon Wells le CTOD est défini par :

$$CTOD = 2. \delta_y \quad \text{I.21}$$

Où :  $\delta_y$  est le déplacement de la fissure suivant l'axe  $y$  défini sur la figure (I-14).

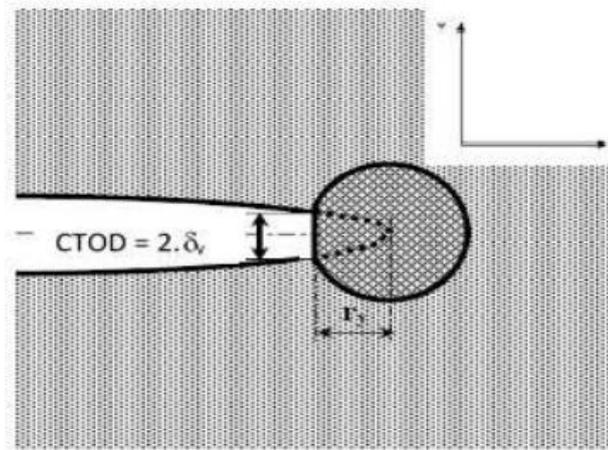


Figure I.XII : Définition du CTOD. [13]

L'analyse proposée par Wells tente de relier le CTOD au facteur d'intensité de contrainte  $K$  lorsqu'on est en régime de plasticité confinée. Irwin [19] a exprimé le déplacement des lèvres de la fissure pour les trois modes de rupture I, II et III par :

$$u = k_I \frac{+1}{\mu} \left(\frac{r}{2\pi}\right)^{1/2} \quad \text{I.22}$$

$$v = K_{II} \frac{+1}{\mu} \left(\frac{r}{2\pi}\right)^{1/2} \quad \text{I.23}$$

$$w = K_{III} \frac{+1}{\mu} \left(\frac{r}{2\pi}\right)^{1/2} \quad \text{I.24}$$

Où :

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

Plus tard, lorsque Rice [18] a introduit l'intégrale  $J$ , il a étudié analytiquement la relation entre le CTOD et le paramètre  $J$  dont l'expression est la suivante :

$$J = \sigma_0(CTOD) \quad \text{I.25}$$

Shih [20] a utilisé cette relation dans le cas d'un matériau obéissant à une loi de comportement de type Remberg-Osgood. Il a montré que le coefficient de linéarité entre le CTOD et  $J$  ne correspond pas à la limite élastique  $\sigma_0$ , mais au produit  $\sigma_0$  par un facteur  $\chi$ . La relation I.11 devient alors :

$$J = \chi \cdot \sigma_0 \cdot CTOD \quad \text{I.26}$$

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

Plusieurs travaux expérimentaux [21-22] ont également porté sur la validité d'une telle relation. Il est important de noter que la définition du CTOD, recentrée dans la plupart de ces travaux, diffère de celle de Rice [19]. Ainsi, tous ces résultats analytiques et

expérimentaux, montrent bien qu'il existe une relation linéaire entre  $J$  et l'ouverture de la fissure CTOD. La valeur du coefficient de proportionnalité diffère d'une étude à l'autre.

### Conclusion

Le comportement à la rupture d'une structure fissurée peut être décrit soit par l'approche globale basée sur un bilan énergétique soit par l'approche locale basée sur le champ de contraintes en pointe de fissure. Dans l'hypothèse du comportement élastique linéaire, les différentes expressions du taux de restitution d'énergie «  $G$  » permettent, d'une part, d'avoir des relations avec le facteur d'intensité de contrainte «  $K$  » et d'autre part, une caractérisation expérimentale simple. Si ces deux paramètres «  $K$  et  $G$  » sont essentiels pour la mécanique de la rupture, elles ne restent valables que pour un comportement élastique linéaire. Cependant, la prise en compte du comportement réel des structures est nécessaire pour définir d'autres paramètres de rupture tenant compte de l'effet de la plasticité.

Le concept de l'intégrale «  $J$  » a permis l'extension de la mécanique de la rupture au comportement élasto-plastique des matériaux. Les caractéristiques attractives de l'intégrale «  $J$  » sont à l'origine du succès de ce paramètre. De nombreuses normes proposent des grandeurs caractérisant l'amorçage et la propagation stables de la fissure.

Chapitre II :  
REPARATION PAR  
PATCH EN MATERIAU  
COMPOSITE

### Introduction :

Les matériaux composites sont des matériaux à hautes performances mécaniques, façonnables à volonté au gré du concepteur et donc doué d'un potentiel illimité.

Les matériaux composites se développent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines et sont à l'origine de formidables challenges dans diverses réalisations de haute technologie

#### 1. Définition :

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaires et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phase discontinues réparties dans une phase continue.

La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice [23]

#### 2. Les constituant d'un matériau composite :

En général les constituants principaux d'un matériau composite sont :

- La matrice.
- Le renfort.
- Les charges et les additifs.

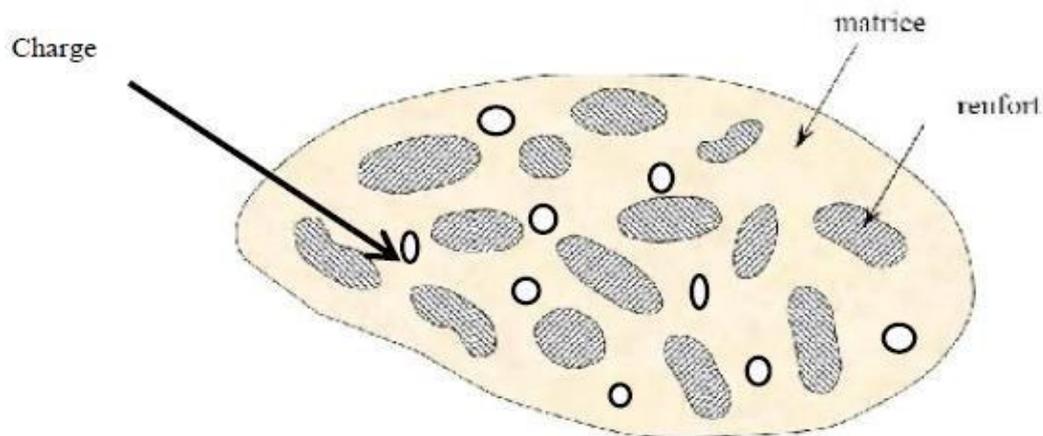


Figure II. 1 :Matériau composite [23].

#### 2.1 Le renfort :

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes :

- Linéique (fils, mèches)
- Tissus surfaciques (tissus, mats)

- Multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus).

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure II.2 [24].

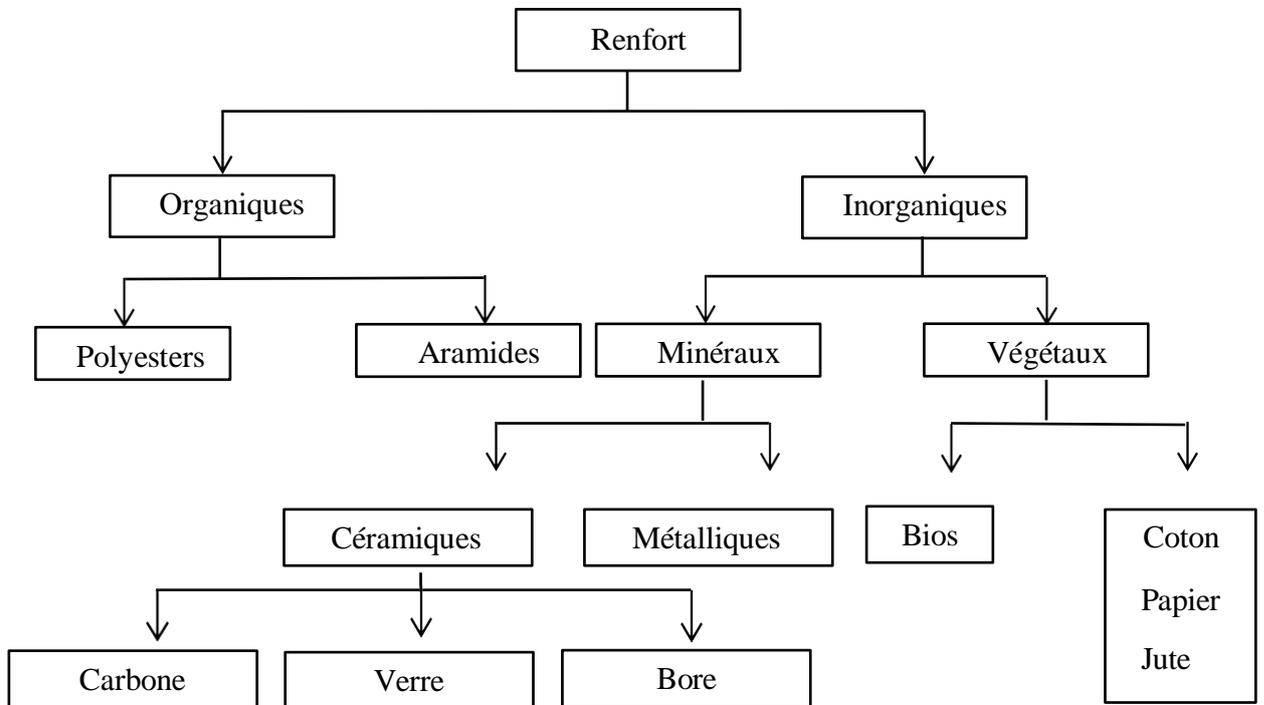


Figure II. 2 : Types de renfort [24].

### 2.1.1 Architecture des renforts : [4]

Il existe différentes géométries et textures de renforts

- Les unidirectionnels (UD) :

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand.

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trames perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.

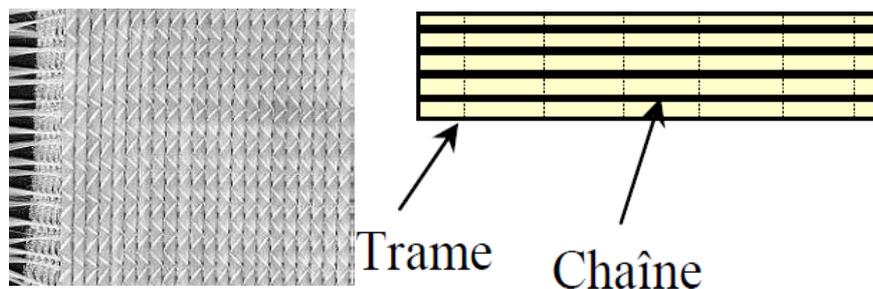


Figure II. 3 : renforts unidirectionnels (UD)

➤ Toile ou taffetas :

Chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement. Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques.

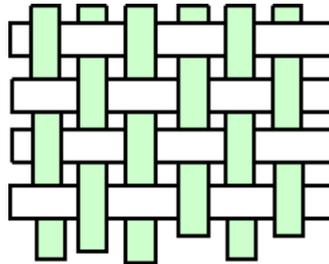


Figure II. 4: renforts Toile ou taffetas.

➤ Serge :

Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au-dessus de (m) fils de chaîne. Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils. Ci-contre, un sergé 2/2.

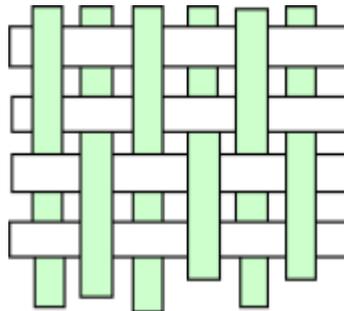


Figure II. 5: renforts Serge.

➤ Satin :

Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n-1) fils de trame et réciproquement. Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique.

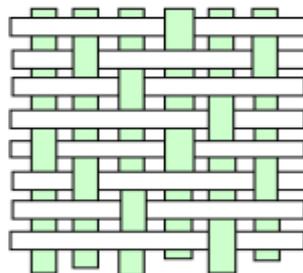


Figure II. 6 : renforts Satin.

### 2.2 La matrice :

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle répartit les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure la protection chimique des fibres. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure (II.7)

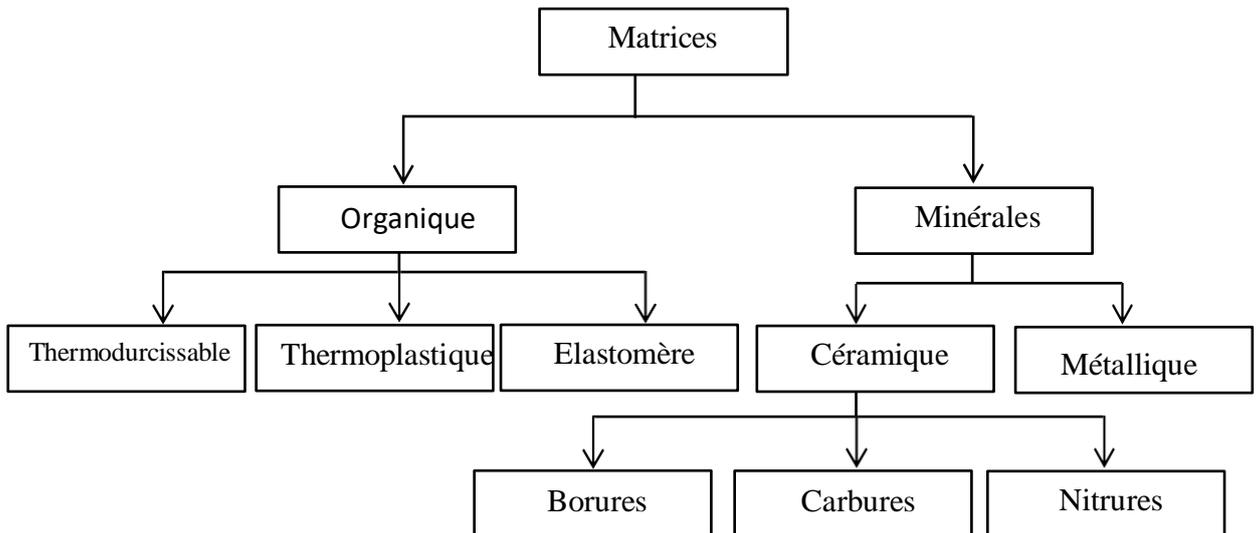


Figure II. 7: Différentes familles de matrice [24].

Les résines les plus employées dans les matériaux composites sont les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques

#### 2.2.1 Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées (traitement thermique ou physico-chimique). Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois. Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage : les résines polyesters insaturées, les résines de condensation, les résines époxydes.

##### a) Les résines époxydes [23]

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes.

Elles ne représentent cependant que 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters) [23].

Du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes, généralement utilisées sans charges, sont les matrices des composites à hautes performances (constructions aéronautiques, espace, missiles, etc.).

Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

- Masse volumique 1100 à 1500 kg/m<sup>3</sup>
- Module d'élasticité en traction 3 à 5 GPa
- Contrainte à la rupture en traction 60 à 80 MPa
- Contrainte à la rupture en flexion 100 à 150 MPa
- Allongement à la rupture 2 à 5 %
- Résistance au cisaillement 30 à 50 MPa
- Température de fléchissement sous charge 290 °C

### b) Résines thermoplastiques

Ce sont des polymères pouvant être alternativement ramollis par chauffage et durcis par refroidissement dans un intervalle de température spécifique du polymère étudié. Les résines thermoplastiques présentent l'aptitude à l'état ramolli, de se mouler aisément par plasticité [23].

### c) Résines thermostables

Ce sont des polymères présentant des caractéristiques mécaniques stables sous des pressions et des températures élevées (>200°C) appliquées de façon continue. Cette propriété est mesurée en déterminant la température que peut supporter la résine durant 2000h sans perdre la moitié de ses caractéristiques mécaniques. [23]

## 3.2 Les charges et les additifs :

### 3.2.1 les charges: [25]

#### a) Charges renforçantes

L'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique en

- Charges sphériques
- Charges non sphériques

#### b) Charges non renforçantes :

Les charges non renforçantes ont pour rôle soit de diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines, soit d'améliorer certaines propriétés des résines.

Parmi ces classes on trouve :

- Charges de faible coût.
- Charges ignifugeantes.
- Charges conductrices et antistatiques

### 3.2.2 Les additifs :

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelques % et moins) et interviennent comme:

- Lubrifiants et agents de démoulage,
- Pigments et colorants,
- Agents anti-retrait,
- Agents anti-ultraviolets

### 4. Structure des matériaux composites :

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types

- Les monocouches
- Les stratifiées
- Les sandwiches

#### 4.1 Les monocouches:

Les monocouches sont les éléments de base des structures composites. Des fibres unidirectionnelles placées dans le plan médian sont emprisonnées dans une matrice polymère. Ils sont caractérisés par le type de renfort utilisé : des fibres longues (unidirectionnelles ou non), courtes, sous forme de tissus, de rubans [26]

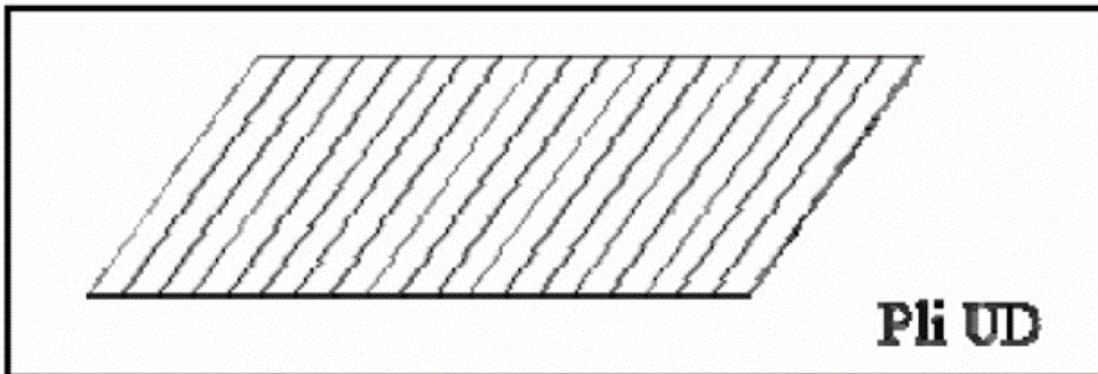


Figure II. 8: Composite monocouche.

#### 4.2 Les Stratifiés :

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données, constituées de divers matériaux (figure II-9). Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, information qui fournit de manière synthétique l'orientation des diverses couches d'un stratifié. L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure [27]

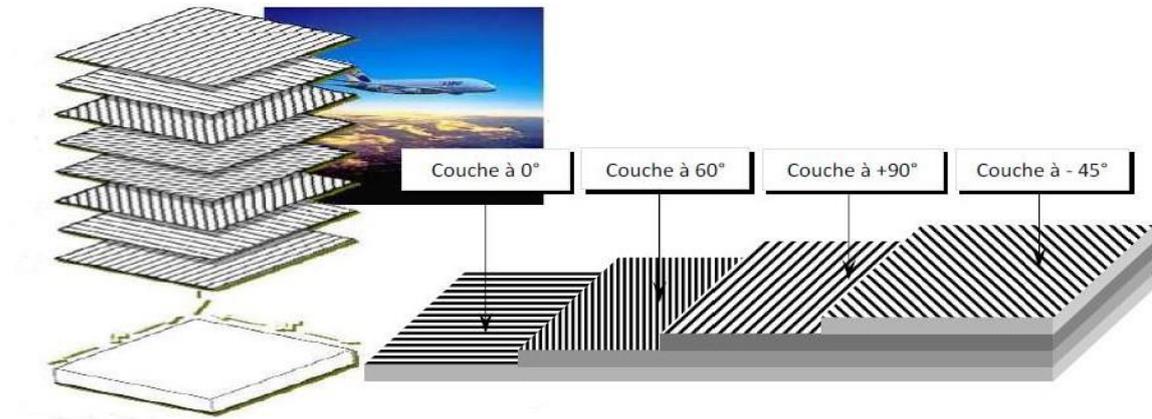


Figure II. 9: Plaque stratifiée.

### 4.3 Sandwichs:

Les structures composites subissant des sollicitations de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwichs. Une structure sandwich est composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structures stratifiées. Une âme nid d'abeilles est présentée sur la figure II.10.

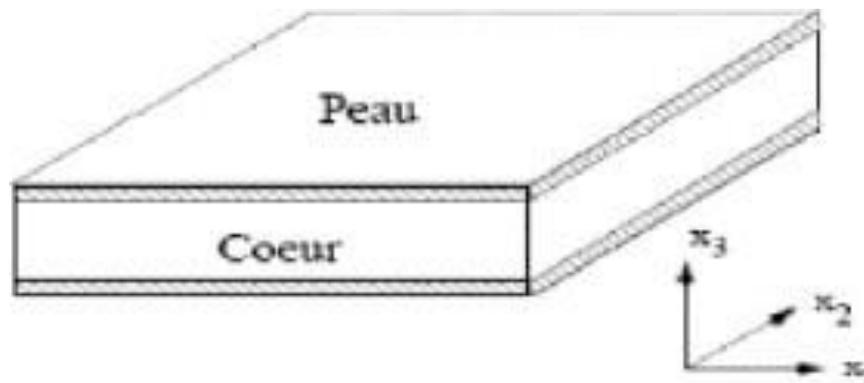


Figure II. 10: Composite sandwich.

## 5. Mise En Œuvre Des Matériaux Composites :

### 5.1 Moulages sans pression :

Les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat.

Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimensions. Bien que la proportion de fibres puisse varier,

elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du moule. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur.[28]

### 5.1.1 Moulage au contact :

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, dénommée "gel Coat".

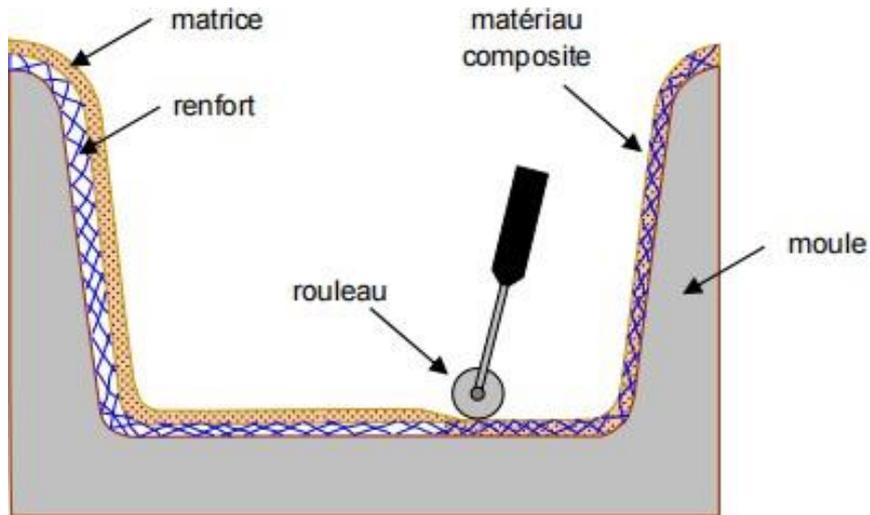


Figure II. 11: Principe du moulage au contact.[28]

Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :[28]

- Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau ou au rouleau.
- Le renfort : mat, tissu, etc., est disposé dans le moule. Divers types de renforts peuvent être utilisés suivant les différentes parties de la pièce. Les renforts doivent alors se superposer.
- Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un ébullage est effectué avec un rouleau cannelé.
- Après gélification de la première couche, les couches suivantes sont appliquées, en utilisant la même technique. Des inserts peuvent être mis entre ces couches : tubes, vis, écrous, armatures, etc.
- Le démoulage est ensuite effectué après un temps qui dépend de la résinée de la température (de l'ordre de 10 heures).
- La polymérisation est ensuite effectuée en milieu ambiant pendant plusieurs semaines. Cette polymérisation peut éventuellement être accélérée par étuvage (par exemple 5 à 10 heures, aux environs de 80 °C).
- Après polymérisation, on procède à la finition de la pièce : ébarbage, ponçage, éventuellement peinture, etc.

### 5.1.2 Moulage par projection simultanée :

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifil et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé

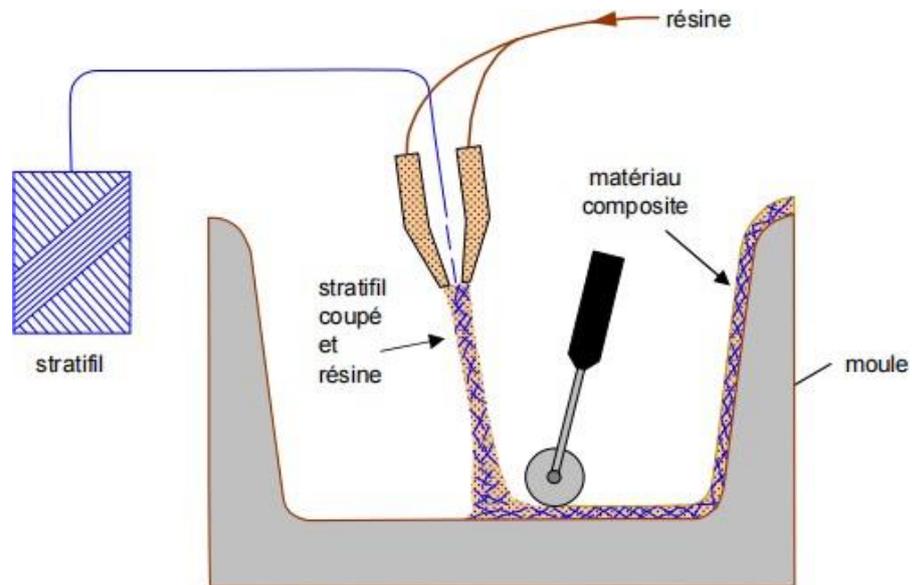


Figure II. 12: Principe du moulage par projection simultanée.[28]

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes.

Il est possible d'obtenir deux faces lisses en utilisant un moule et contre-moule, chargés séparément, puis accolés. Ce procédé réserve également la possibilité d'interposer une couche de tissu entre les deux, et permet alors d'obtenir des pièces ayant de meilleures caractéristiques mécaniques.[28]

### 5.2 Moulage sous vide :

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise en œuvre.

Le renfort est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort.

La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.[29][30]

Le tableau suivant représente les avantages et les inconvénients du moulage sous vide :

Tableau II.1 : Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide. [29]

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"><li>- Deux faces lisses éventuellement gel-coatés.</li><li>- Qualité constante</li><li>- Bonne cadence de production</li><li>- Nécessite peu de surface</li><li>- Investissement très modéré (moule, pompes à vide)</li><li>- Bonnes conditions de travail et d'hygiène.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Possibilité de forme plus réduite qu'au contact</li><li>- Mise au point parfois difficile.</li></ul>

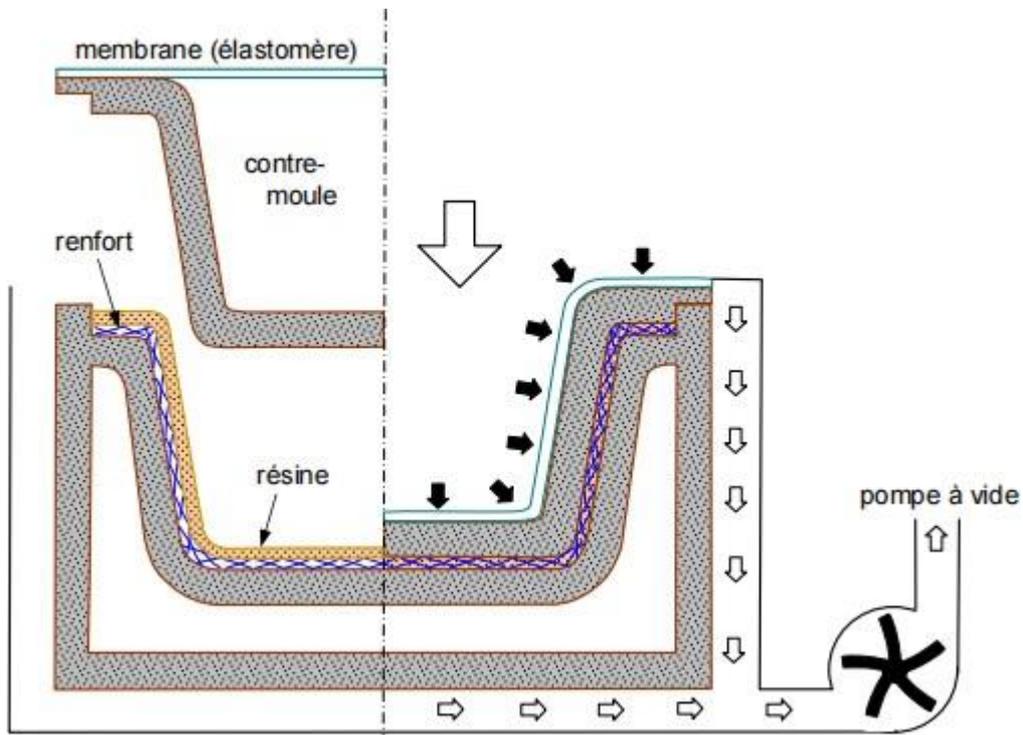


Figure II. 13: Moulage sous vide.[28]

### 5.3 Moulage par compression :

#### 5.3.1 Moulage par injection de résine :

Le moulage par injection de résine consiste à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé. L'alimentation des résines est réalisée par le vide ou par l'injection de la résine. Cette méthode permet d'atteindre des taux volumiques élevés des fibres, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées.

Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes complexes [31].

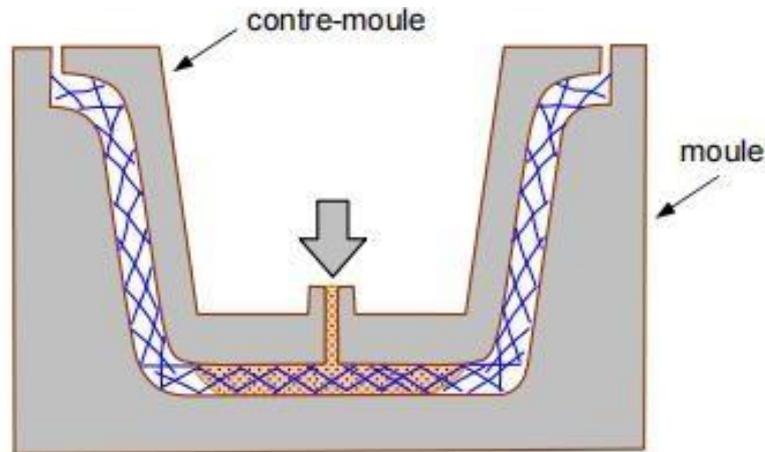


Figure II. 14: Moulage par injection de résine [28].

### 5.3.2 Moulage par compression à froid :

Le moulage est effectué à basse pression ( $< 5$  bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exotherme de polymérisation de la résine. L'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de  $50$  à  $70$  °C, en fonctionnement permanent.

Moule et contre-moule sont enduits d'agent de démoulage et de gel-Coat. Puis le renfort et la matrice sont déposés sur le moule. L'ensemble moule/contre-moule est fermé, puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en régime continu de production.

Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries (4 à 12 pièces par heure). L'investissement (matériel et moule) est moins important que le procédé de compression à chaud. La presse basse pression est simplifiée. Les moules peuvent être réalisés par le transformateur en matériaux composites. Les pièces possèdent un bel aspect de surface sur chaque face. La productivité est inférieure au moulage à la presse à chaud. [28]

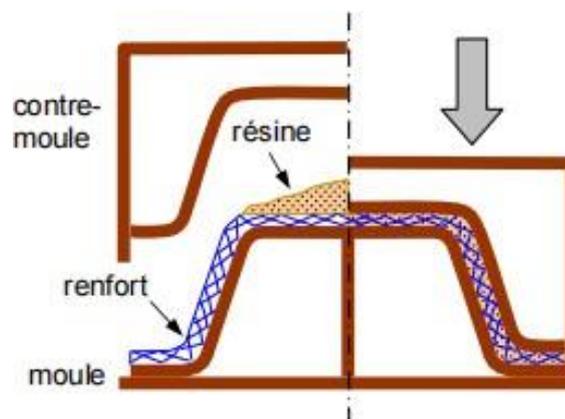


Figure II. 15: À froid [28].

### 5.3.3 Moulage par compression à chaud :

Cette technique permet d'obtenir des pièces en grandes séries au moyen de presses hydrauliques et de moules métalliques chauffants.

Le renfort, constitué par du mat à fils coupés ou à fils continus, par des tissus ou par des préformes, est déposé sur le moule chauffant, enduit au préalable d'un agent de démoulage. Puis la résine catalysée est coulée en vrac sur le renfort. Le moule est fermé suivant un cycle déterminé par descente et pressage du contremoule. Le temps de pressage est lié au temps de polymérisation de la résine, fonction de la réactivité de la résine et de l'épaisseur de la pièce. Le moule est ensuite ouvert, et la pièce éjectée.

Ce procédé de moulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques. Les dimensions des pièces sont fonction de l'importance de la presse. La pression de moulage est de l'ordre de 10 à 50 bars, la température des moules de l'ordre de 80 à 150 °C. Les cadences de fabrication peuvent atteindre 15 à 30 pièces par heure. Elles nécessitent un investissement important en matériel, presse et moule [28].

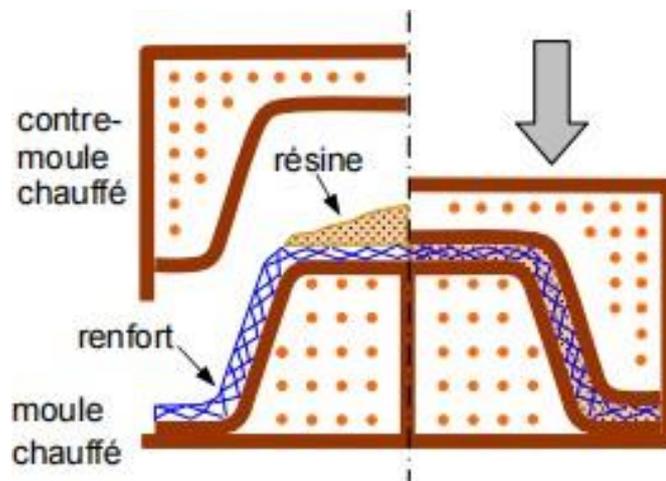


Figure II. 16: À chaud [28].

### 5.3.4 Moulage par injection :

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés (les autres méthodes étant l'extrusion, l'extrusion soufflage, le thermoformage, etc.).

Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques.

Des granulés comportant la résine et le renfort (fibres courtes, billes, etc.) ou des mats préimprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède. La matrice est fluidifiée par chauffage et injectée sous pression élevée dans un moule chauffé, où a lieu la polymérisation.

Le type de matériaux obtenus est plus généralement appelé "plastiques renforcés" que matériaux composites. En effet, compte tenu de la nature des renforts (fibres courtes,

sphères, etc.), la contrainte à la rupture et le module d'Young des résines sont multipliés par un facteur de l'ordre de 2 à 4. Cette technique est adaptée à la production de pièces en très grandes séries[28].

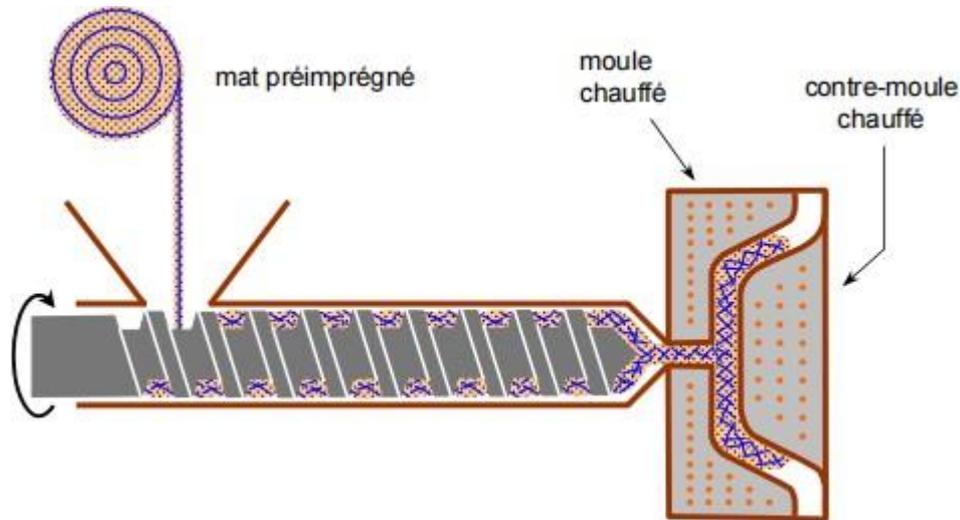


Figure II. 17: Moulage par injection [28].

### 5.4 Moulage en continu :

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux, sandwiches (figure 1.13), de panneaux ondulés pour toitures (figure 1.14), plaques nervurées, etc.

Schématiquement, ce procédé peut être séparé en plusieurs phases.

- Une phase d'imprégnation des renforts : fibres, mats ou tissus. La résine catalysée et le renfort sont véhiculés sur un film de démoulage (cellophane, mylar, polyéthylène, etc.).
- Une phase de mise en forme.
- Une phase de polymérisation, effectuée dans une étuve (60 à 150 °C) en forme de tunnel, dont la longueur est fonction de la température et de la résine (15 à 50 m de long).
- Une phase de refroidissement et découpage.

Dans le cas de la fabrication de plaques planes (figure II.18), la mise en forme est simplement réalisée par une mise à l'épaisseur de la plaque, par pressage entre des rouleaux de calandrage.

Dans le cas de panneaux ondulés, la mise en forme intervient au cours de la polymérisation (figure II.19), par l'intermédiaire de rouleaux mobiles.

Le procédé de moulage en continu peut être entièrement automatisé, et permet alors d'élaborer des plaques ou panneaux en continu. Il nécessite toutefois un investissement très important en matériel [28].

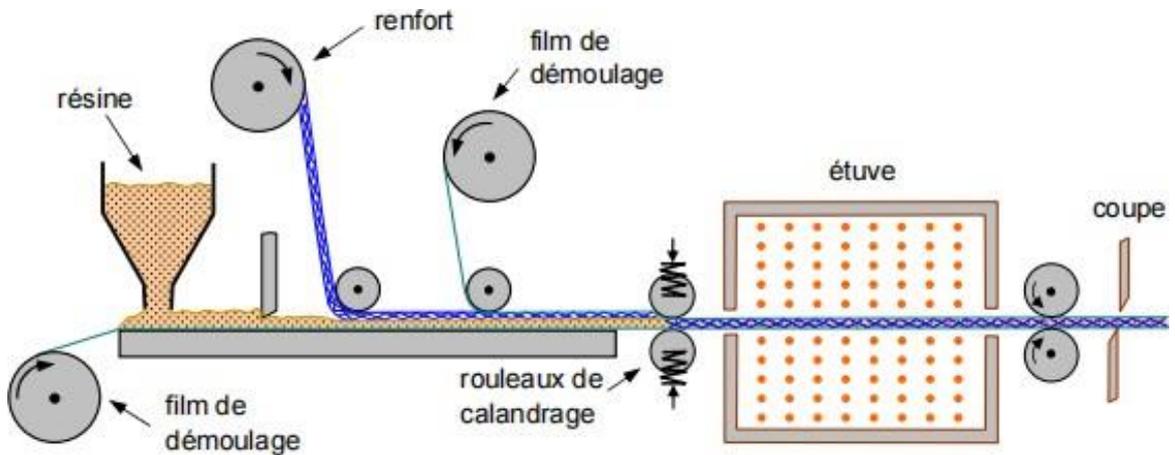


Figure II. 18 : Moulage en continu de plaques [15].

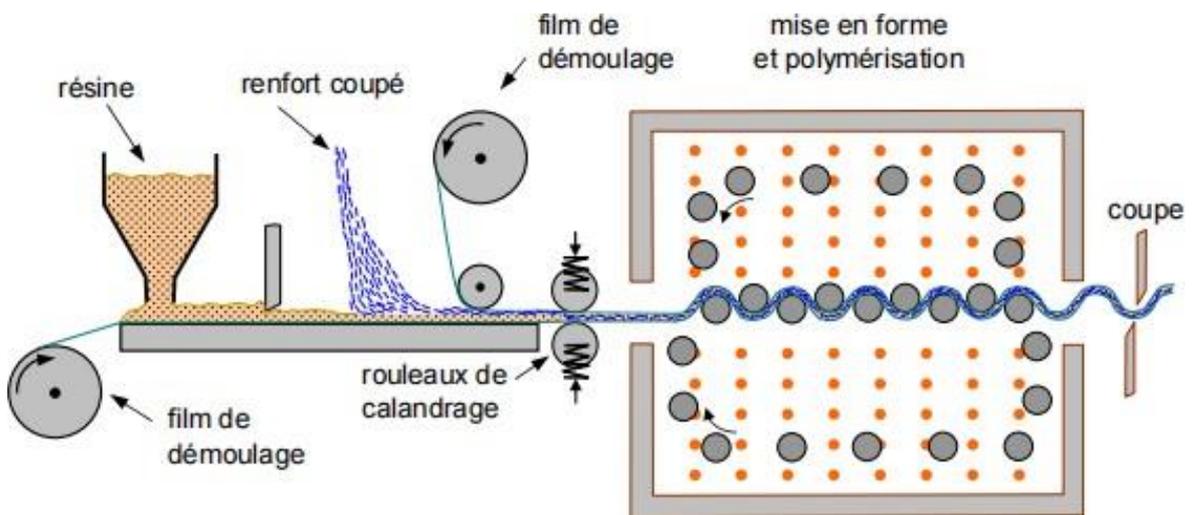


Figure II. 19 :: Moulage en continu de panneaux ondulés [28].

### 5.5 Moulage Par Pultrusion :

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés, rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale.

Dans cette technique (figure II.20), les renforts : fils, stratifils, rubans, etc., passent dans un bainde résine catalysée où ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle ont lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de la résine. Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables.

Les profilés obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées jusqu'à 80 % en volume. Le procédé

est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h). Il nécessite un investissement important de matériel. Exemples de fabrication : cannes à pêche, profilés divers, raidisseurs, etc. [28]

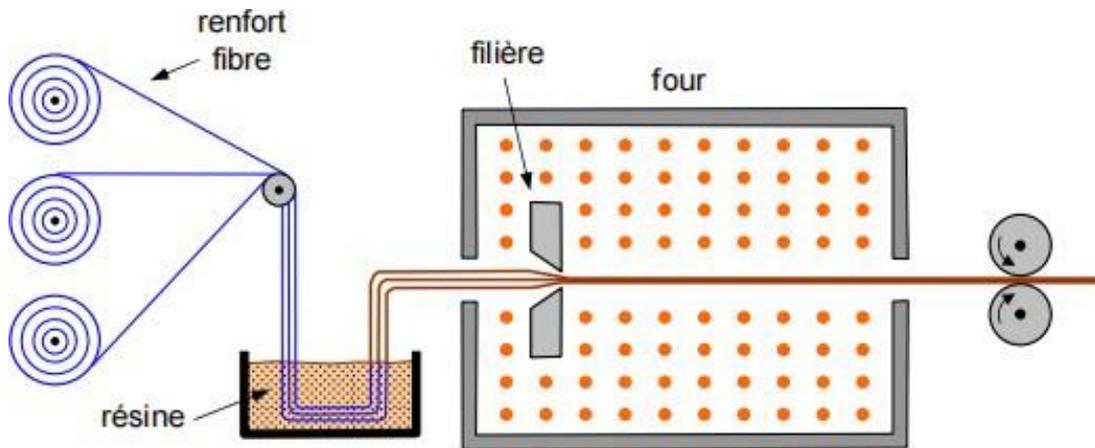


Figure II. 20 : Moulage par pultrusion [28].

### 5.6 Moulage par centrifugation :

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Elle est une extrapolation (figure II.21) de la technique de fabrication des tuyaux en fonte ou en béton centrifugé.

Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2 000 tours/min). Après dépôt éventuel de gel Coat, on introduit simultanément en continu :

- Le renfort : fibres coupées ou stratifil coupé ;
- La résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyesters, etc.) durcissant à froid.

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation. La stratification s'effectue par passages successifs de la buse d'alimentation en résine et renfort. La polymérisation est effectuée à température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve.

Un renfort sous forme de rouleau (mat, tissu, etc.) peut être introduit éventuellement en discontinu avant rotation du moule. La résine est introduite ensuite lors de la centrifugation.

Après polymérisation, la pièce cylindrique est extraite du moule, le retrait des résines permettant le démoulage. Cette technique permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur, avec un diamètre et une épaisseur des pièces bien calibrés. Ce processus d'élaboration nécessite un matériel de grande précision et un très bon équilibrage du moule [28].

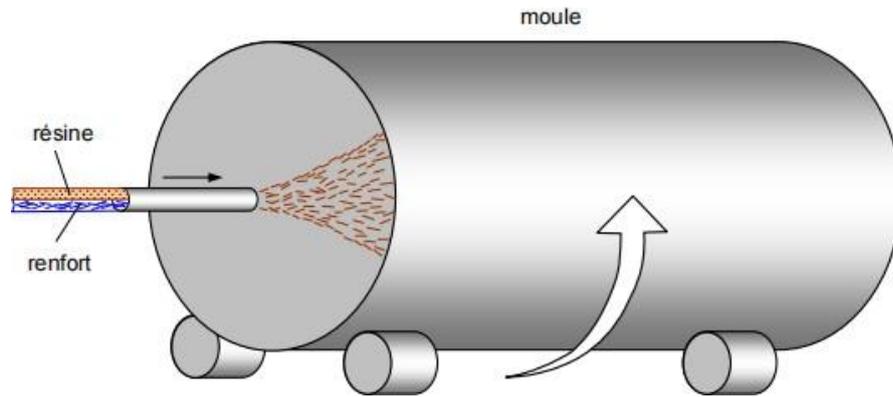


Figure II. 21: Moulage par centrifugation [15].

### 5.7 Moulage par enroulement filamentaire :

#### 5.7.1 Principe :

Le renfort (fil continu, ruban, etc.) imprégné de résine catalysée est enroulé avec une légère tension, sur un mandrin cylindrique ou de révolution en rotation. Ce type de moulage est bien adapté aux surfaces cylindriques et sphériques, et permet une conception avancée des pièces. Les stratifiés obtenus peuvent comporter des proportions élevées de renfort (jusqu'à 80 % en volume), permettant donc d'obtenir de hautes caractéristiques mécaniques. L'investissement en matériel est très important. Suivant les mouvements relatifs du mandrin et du système d'approvisionnement en renfort, divers types d'enroulements (et par conséquent de stratifications) sont obtenus. On distingue : l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal, l'enroulement polaire.

#### 5.7.2 Enroulement circonférentiel :

Le bobinage est effectué à  $90^\circ$  par rapport à l'axe du mandrin et confère une résistance tangentielle élevée. Pour obtenir une résistance longitudinale satisfaisante, il est nécessaire d'intercaler des couches de tissus unidirectionnels dans le sens axial du mandrin.

Ce type d'enroulement est assez peu utilisé.

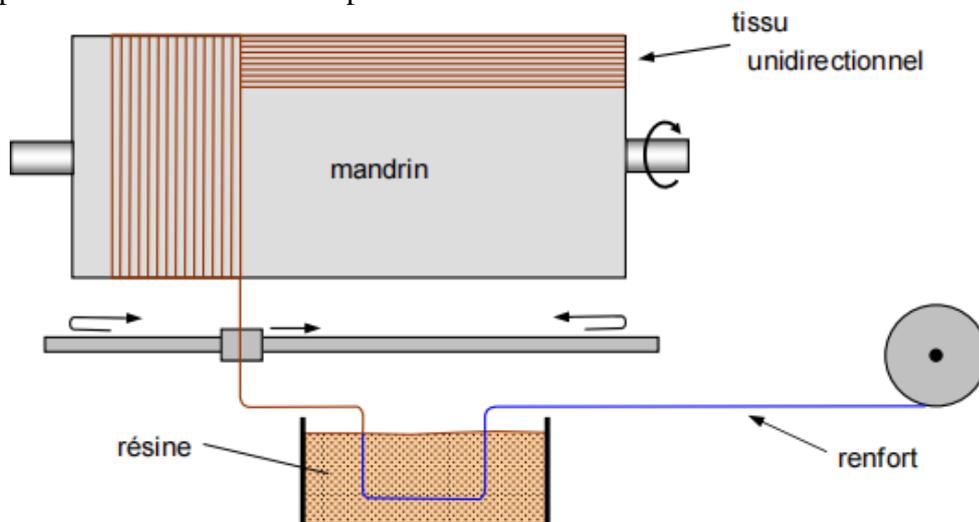


Figure II. 22: Principe de l'enroulement circonférentiel.

### 5.7.3 Enroulement hélicoïdal :

#### a) Enroulement discontinu :

La direction d'enroulement des fils est inclinée par rapport à l'axe du mandrin d'un angle dont la valeur est déterminée par le mouvement relatif du guide-fils par rapport à la rotation du mandrin (figure II.23). La valeur de l'angle est choisie en fonction du rapport souhaité entre la résistance tangentielle et la résistance transversale. La nappe de fils est régulièrement répartie et stratifiée sur toute la surface du mandrin par des mouvements alternatifs du guide-fils parallèlement à l'axe du mandrin. Ce type d'enroulement donne une grande liberté pour la disposition angulaire des fils. Il permet en particulier de réaliser des couches successives avec des angles différents.

Ce procédé d'enroulement a de nombreuses applications pour la fabrication de pièces de grandes dimensions comme des conteneurs, la fabrication d'enveloppes de fusées, de torpilles, de tubes de forage pétrolier, de bouteilles de gaz, etc.

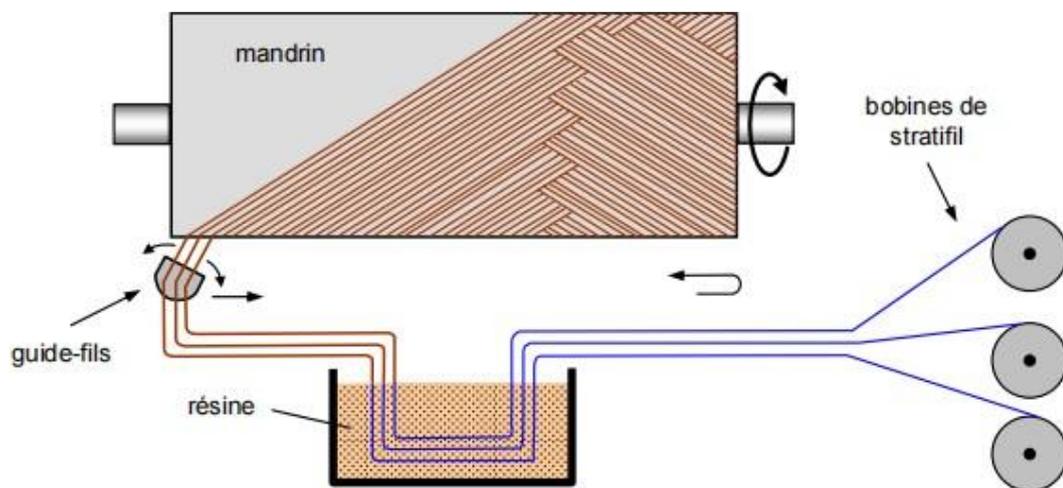


Figure II. 23: Principe de l'enroulement hélicoïdal.

#### a) Enroulement continu :

L'enroulement continu (figure II.24) permet la fabrication industrielle de tubes et tuyaux hautes performances de divers diamètres et grandes longueurs.

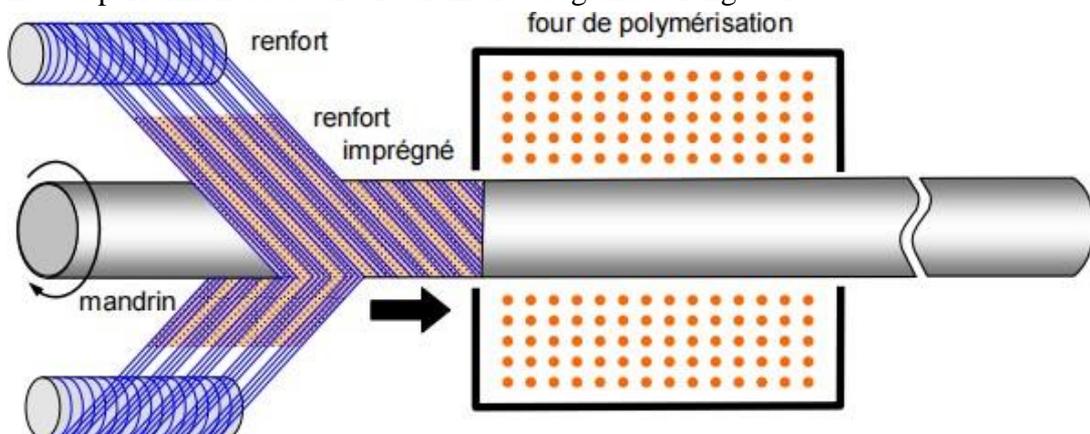


Figure II. 24 : Enroulement hélicoïdal continu.

### 5.7.4 Enroulement polaire :

L'enroulement polaire permet de fabriquer des pièces à extrémités sphériques sans discontinuité de l'enroulement (figure II.25). Dans ce type d'enroulement, le mandrin doit posséder trois degrés de liberté en rotation, permettant de commander 3 rotations simultanées ou non.

Cette technologie sert à fabriquer des réservoirs haute pression, des réservoirs de moteurs de fusée, des équipements spatiaux, etc.

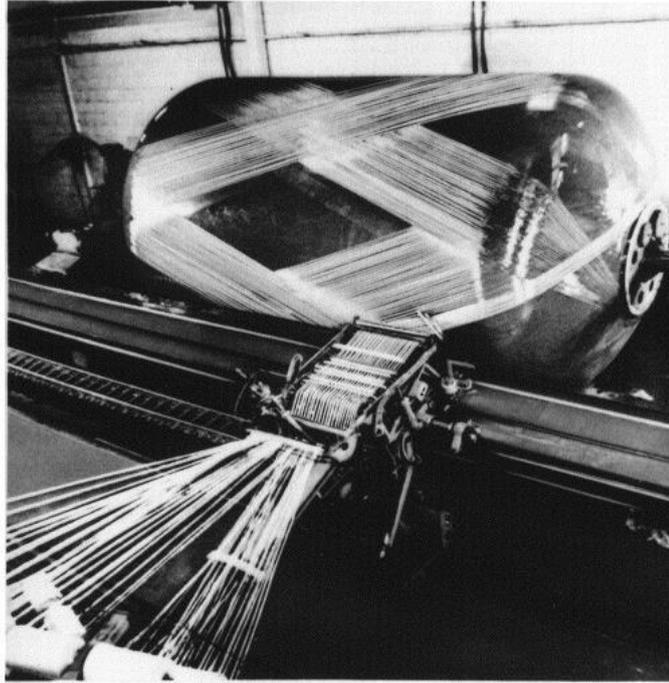


Figure II. 25: Enroulement polaire.

### 5.7.5 Mandrins :

Les mandrins pour l'enroulement filamentaire doivent permettre le démoulage. Ils peuvent être:

- En métal, en bois, etc., monobloc ou en plusieurs éléments démontables ;
- En matériau à bas point de fusion ;
- En matériau soluble : par exemple grains de sable agglomérés dans un liant soluble dans l'eau ;
- En élastomère gonflable.

### 5.7.6 Applications :

Les applications de l'enroulement filamentaire ont été dégagées dans les paragraphes précédents. D'une manière générale, ce processus de mise en œuvre est utilisé pour fabriquer des pièces ayant une symétrie de révolution : tuyaux, tubes, réservoirs, bouteilles de gaz, enveloppes cylindriques, etc. Des pièces de grandes dimensions peuvent être réalisées : conteneurs, silos, etc. Les dimensions des pièces sont limitées par le type de machine

utilisée. L'intérêt de l'enroulement filamentaire réside également dans la possibilité d'une automatisation assistée par ordinateur.

Le procédé d'enroulement filamentaire est également applicable à des pièces sans symétrie de révolution : pales d'hélicoptères et de turbines, réservoirs à sections rectangulaires, etc.

### **6. Avantages Des Composites :**

Les matériaux composites présentent les deux principaux avantages, résistance et rigidité, en particulier par rapport aux autres matériaux par le poids. On peut fabriquer des matériaux composites avec la même résistance et la même rigidité que l'acier, mais avec une réduction de poids de 70%. 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.[32]

### **7. Réparation par patch composites :**

Dans la plupart des études, l'influence de plusieurs paramètres sur le comportement de croissance des fissures a été soigneusement étudiée en aéronautique. Par exemple, le type de patch, la taille du patch composite, le nombre de plis, l'asymétrie de la structure de réparation, la tension du composant avant le collage du patch composite, la plasticité, le collage imparfait du patch composite ou des contraintes résiduelles ont été examinées dans la littérature récente [33, 34] et [35-36]. L'objectif de ces travaux est plutôt de réduire la propagation de fissure existante. Donc, c'est ce que nous voudrions faire. Les patchs composés sont largement utilisés, non seulement dans le domaine aéronautique mais aussi dans le domaine naval, véhicule de sport bicycle, ski, etc, pour réparer les structures endommagées par la fatigue. Ces patchs peuvent retarder la propagation des fissures, prolongeant ainsi la durée de vie de la structure ainsi réparée. I. Grabovac et D. Whittaker ont réalisé des applications de patchs composites pour la réparation des grands bateaux métalliques (Fig. II.11) [37]. Grâce à leurs travaux dans l'équipe Honda Racing F1, G. Savage et M. Oxley ont exprimé leurs moyens de réparations pour des structures composites : insertion, injection de résine, patchs composites (fig. II.12), etc. Ils ont donné pas mal de conseils sur la conception de réparation et les considérations pratiques [38].

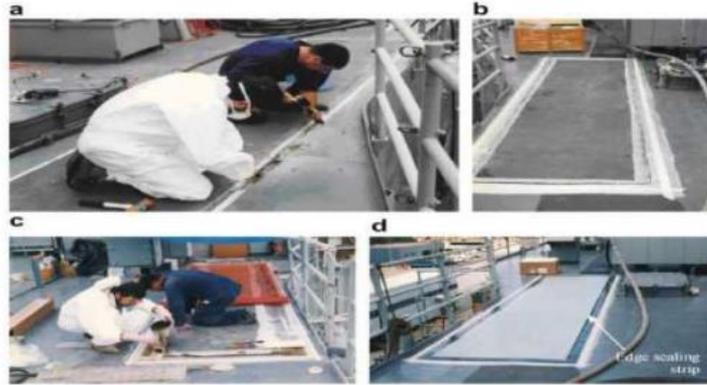


Figure II. 26: réparation des bordages en aluminium par patches composites [39]



Figure II. 27: Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites [39]

En outre, des patches composites sont appliqués également dans l'ingénierie civile. Yao et al [40] ont procédé à une étude expérimentale pour vérifier la performance de collage entre patches composites et bétons (simple recouvrement et double recouvrement) sous la traction.

Dans notre étude, nous ne nous concentrons que sur le comportement de la réparation des structures aéronautiques Al-2024-T3 par collage des patches composites durs.

### 7.1 Types de patch utilisé dans la réparation des structures métalliques :

Selon l'état du matériau, les patches de réparation en composite peuvent également être classés en deux types : patches durs et patches mous. Les patches « dits » durs sont solidifiés avant leur mise en place. Les patches « dits » mous sont appliqués à l'état non solidifiés. Leur solidification est réalisée après leur mise en place sur la structure. Dans notre étude, nous ne nous concentrons que, sur l'effet du premier type de patch (patches durs).[41]

### 7.2 Quelques exemples d'application de la réparation par patch :

Dès les années 1970, la Royal Australian Air Force a commencé à utiliser des patches composites pour entretenir certains appareils vieillissants. Le laboratoire de recherche aéronautique et marine (AMRL) a utilisé avec succès des matériaux renforcés de fibres de

bore pour faire face aux problèmes de corrosion et de fatigue. Le tableau II.1 résume les principaux travaux effectués.

Tableau II.2: Exemples de réparations effectuées par patches par la RAAF [42]

Avion	Type de dommage	Commentaires
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
Nomad	Corrosion	Plus de 10500 heures simulée depuis 1975
F 111	Corrosion	En service depuis 1980

Ensuite, l'utilisation de patches composites est devenue une opération classique en Australie pour réparer les zones endommagées des structures des aéronefs. Les figures (II.28-29 et 30) présentent quelques exemples de réparations effectuées sur ces structures. Sur la figure II.13, l'avion représenté est le F111. La particularité de la réparation est que les panneaux endommagés sont complètement remplacés par des pièces composites carbone / époxy.

Dans l'exemple de la figure II.14, des fissures dues à la fatigue de la structure sont apparues près d'un accès au réservoir. La zone endommagée est réparée par un patch en composite. Le dernier exemple, présenté sur la figure II.15, est un avion Hercules dont l'intérieur de l'aile présente une importante corrosion. La procédure classique de réparation dans ce cas consistait jusqu'alors à riveter des plaques d'aluminium sur la partie endommagée et nécessitait six jours de travail pour un ouvrier. L'utilisation de patches composites a réduit à une journée le temps de travail nécessaire pour la réparation [42]. Ce qui est un enjeu économique considérable.

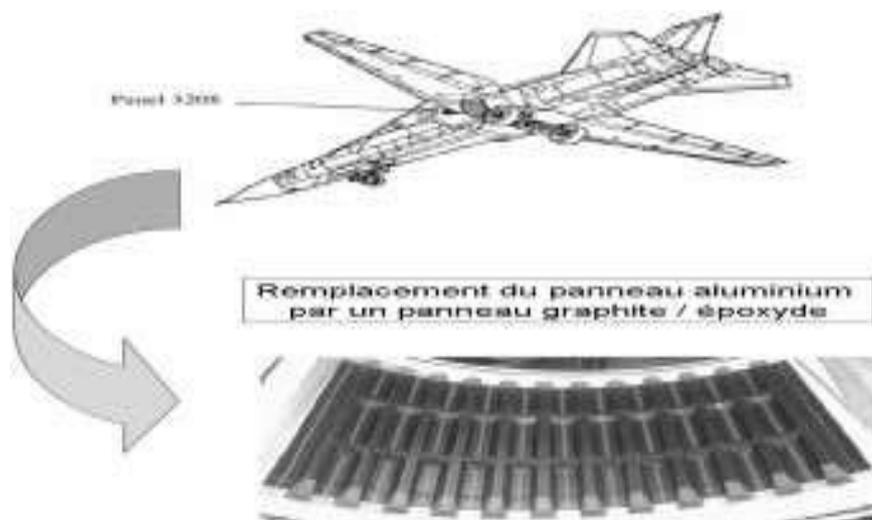


Figure II. 28 : Réparation exécutée sur un F 111.[43].

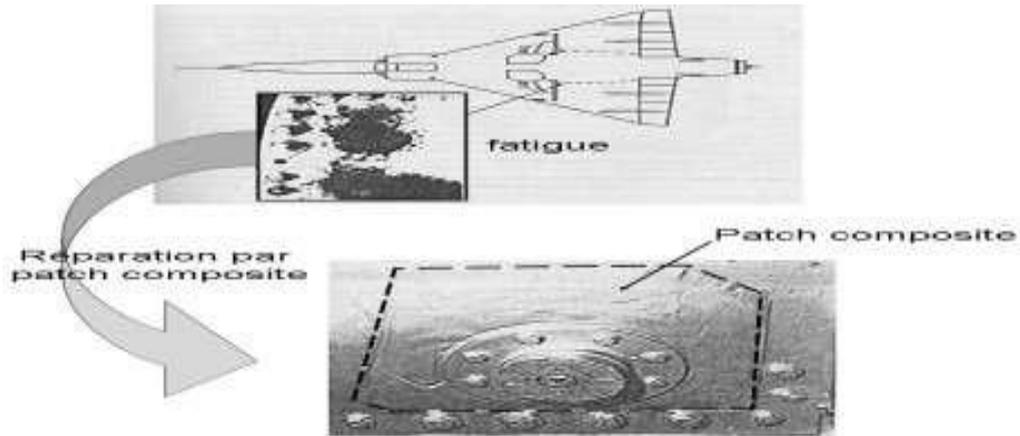


Figure II. 29 : Réparation exécutée sur un Mirage.[43]

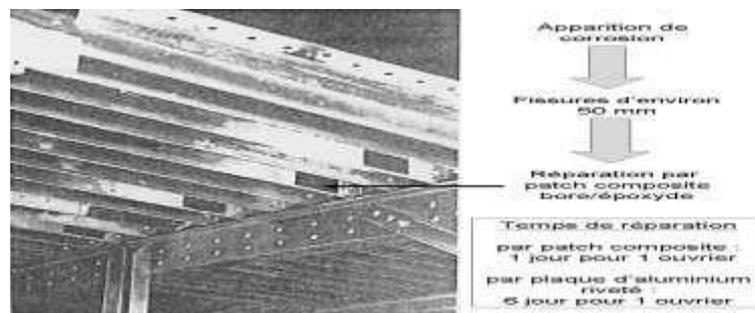


Figure II. 30 : Réparation exécutée sur un Hercules.[43]

La réparation par patch sur une plaque, telle qu'une plaque métallique ou composite, peut avoir plusieurs effets notables sur la géométrie, la forme et les propriétés du matériau :

### 7.3 Effet des propriétés mécaniques :[44]

#### 7.3.1 Changement de Géométrie

- Épaisseur locale accrue : L'ajout d'un patch augmente l'épaisseur de la zone réparée, ce qui peut modifier la répartition des contraintes et des déformations dans la plaque.
- Modifications de la surface : La surface de la plaque peut devenir irrégulière ou bosselée à cause du patch, surtout si la réparation n'est pas parfaitement alignée avec la surface originale.

#### 7.3.2 Propriétés Matériaux:

- Rigidité et résistance : Le matériau du patch peut avoir des propriétés mécaniques différentes de celles de la plaque d'origine. Si le patch est plus rigide, il peut localement augmenter la résistance à la flexion et à la traction. Inversement, un patch plus flexible peut créer une zone de faiblesse.
- Conductivité thermique et électrique : Si le patch est en un matériau différent, cela peut affecter la conductivité thermique et électrique de la plaque, créant des zones avec des caractéristiques différentes.

### 7.3.3 Effets sur la Forme et l'Aérodynamisme :

- Profil aérodynamique : Pour les plaques utilisées dans des applications où l'aérodynamisme est crucial (comme les ailes d'avion ou les carrosseries de véhicules), les réparations par patch peuvent perturber le flux d'air et réduire l'efficacité aérodynamique.
- Alignement et planéité : Un patch mal appliqué peut créer des désalignements ou des surfaces non planes, ce qui peut affecter l'assemblage et l'ajustement de la plaque avec d'autres composants.

### 7.3.4 Effets à Long Terme :

- Fatigue du matériau : Les zones de transition entre la plaque d'origine et le patch peuvent devenir des points de concentration de stress, ce qui pourrait accélérer la fatigue du matériau et la propagation de nouvelles fissures.
- Corrosion : Si le patch et la plaque d'origine sont en matériaux différents, des réactions électrochimiques peuvent se produire, favorisant la corrosion à l'interface.

En somme, la réparation par patch, bien qu'efficace pour prolonger la vie d'une plaque endommagée, doit être soigneusement planifiée et exécutée pour minimiser les impacts négatifs sur la géométrie, les propriétés matérielles et la performance globale de la structure réparée.

## 7.4 Domaine d'applications de réparation par composite :

### 7.4.1 Domaine aéronautique :

L'industrie aéronautique utilise des matériaux composites depuis plusieurs décennies avec un grand succès. Le rapport résistance/poids élevé et le rapport rigidité/poids des composites se prêtent naturellement à ce domaine. Cette large acceptation des composites a inclus leur utilisation comme méthode de réparation de surfaces en aluminium fissurées [44]. Les méthodes traditionnelles de réparation consistaient normalement à appliquer un renfort supplémentaire sur la zone endommagée à l'aide des rivets ou de boulons. Cela créait de nouveaux défauts et de nouvelles concentrations de contraintes pouvant entraîner des fissures supplémentaires. D'autre part, les patches composites ne causaient plus de dommages à la zone touchée et pouvaient être retirés et appliqués à plusieurs reprises si nécessaire. Ils étaient également trouvés être une méthode plus facile pour des réparations rapides et pourraient être formés autour de zones complexes d'une structure d'aéronef [44][45].



Figure II. 31 : Réparation par collage de patch composite sur une aile d'avion.

### 7.4.2 Domaine navales et maritimes :

L'organisation de la défense Science et Technologie (DSTO) de la Marine royale australienne a utilisé de larges patches en polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC) appliqués sur le pont d'une frégate (frégates de la classe américaine Oliver Hazard Perry), afin de réduire les concentrations des contraintes qui causaient des fissures au milieu du navire [46]. Une étude de 15 ans sur l'efficacité de la réparation ainsi que sur la durabilité et la fiabilité de la réparation a montré que les réparations à l'aide de matériaux composites collés peuvent être efficaces et survivre dans un environnement maritime difficile [47]. La conception de la réparation visait à préparer correctement la surface, à utiliser la couche adhésive pour empêcher la corrosion entre le patch en Carbon/époxy et l'aluminium, utilisation d'un polymère renforcé de verre pour la protection de l'environnement. Une autre application maritime de l'utilisation de réparations composites collées concerne l'industrie de la production de pétrole et de gaz afin de réparer des unités flottantes en mer (FOU). Des réparations ont été effectuées pour réparer à la fois la fissuration par fatigue et l'amincissement dû à la corrosion. Des travaux sur deux unités flottantes en mer en service distincts ont montré que les réparations des composites collés étaient efficaces pour réparer les deux types de dommages [48]



Figure II. 32 : Réparation de superstructure d'un navire en aluminium par patch composites[47].

### 7.5 Avantages d'un patch en composite

Par rapport aux alliages métalliques, les avantages des matériaux composites pour la réparation comprennent [50] :

- Rigidité élevée permettant l'utilisation de patch de faible épaisseur (important pour des réparations externes) et permettant d'appliquer le renfort dans les directions désirées ;
- Déformation élevée à la rupture et durabilité sous des chargements cycliques permettant de réduire le risque de décollement du patch ;
- Faibles densités ;
- Excellente malléabilité (formabilité) permettant une fabrication moins coûteuse des patches de formes complexes ;
- Absence de traitement de surface pour les patches à base de matériaux composites.

Dans la plupart des réparations, l'utilisation de patch unidirectionnel est optimale puisque celui-ci fournit l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction de chargement, et minimise la rigidité inutile dans d'autres directions. Cependant, dans certains cas sous chargement bi-axial élevé et d'un changement de l'orientation probable de la fissure, il est indispensable de fournir le renfort transversal et/ou de cisaillement. Ceci peut être réalisé en employant un stratifié avec un nombre approprié de plis de  $\pm 45^\circ$  et de  $90^\circ$ .

L'inconvénient principal d'employer des matériaux composites résulte de la différence des coefficients de dilatation thermique entre celle-ci et le métal. Les contraintes résiduelles sont de tensions dans le métal et de compressions dans le composite. Ces contraintes sont particulièrement nuisibles quand les températures de traitement des adhésifs sont élevées et les températures de fonctionnement sont très basses, en général de  $-10^\circ\text{C}$  à  $-50^\circ\text{C}$ . Par ailleurs, le chargement thermique cyclique de la région réparée engendre des contraintes provoquant la propagation de la fissure, indépendamment de la contrainte externe. Le renforcement et la réparation des structures métalliques par patch à base de composite peuvent être considérés comme une méthode rentable et souple. Les renforts ou les patches sont idéalement mis en application, évitant ainsi de recourir au démontage coûteux des structures d'avions [50].

### 8. État de l'art

Plusieurs travaux ont été faites par des auteurs sur la réparation des plaques métalliques par des patches en tenant compte de plusieurs paramètres.

**Boussoula Abderrafik et al** ont analysé par la méthode des éléments finis la distribution des contraintes et du facteur d'intensité de contrainte FIC dans une structure réparée par patch en composite.

L'effet de certains paramètres géométriques, tels que la longueur, la largeur et la forme du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte et la distribution des contraintes tangentielles dans l'adhésif a été pris en considération.

Les résultats ont montré clairement que l'utilisation du patch a pour conséquence de rigidifier la structure et de retarder la propagation de la fissure. Cette rigidité dépend des paramètres géométriques ainsi que de la taille de la fissure.[51]

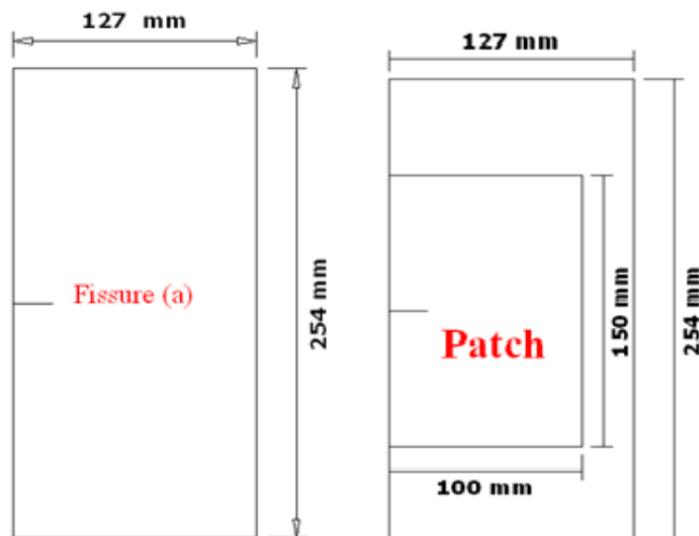


Figure II. 33 : Modèle géométrique de la plaque non réparée sous chargement.

**Hadja Imane Beloufa et al** ont utilisé la technique de réparation ou de renforcement des structures métalliques fissurées, a été largement pour prolonger leur durée de vie. Ce type de réparation s'impose à présent comme une solution alternative très avantageuse. Dans cette étude, la méthode des éléments finis est utilisée pour analyser l'effet de la présence d'une fissure centrale sur le comportement d'une plaque en aluminium, réparée et non par un patch rectangulaire en composite (boron/époxy). Le patch est collé avec une couche adhésive sur la partie endommagée en calculant les facteurs d'intensité de contraintes (FIC) aux pointes de la fissure en mode I et en mode mixte. L'influence des épaisseurs de la couche adhésive et du patch en composite, l'effet de la géométrie du patch et la longueur de la fissure sur le facteur d'intensité de contraintes sont aussi examinés. Les résultats obtenus montrent que, le FIC au pointe de la fissure réparée par le patch en composite d'une hauteur 40mm, est réduit de 20% par rapport à celui réparée par un patch de hauteur

5mm. Cette valeur demeure constante jusqu'à la hauteur  $h=80\text{mm}$ . La réduction maximale de patch composite de fibres dans la direction  $y$  est d'environ 94% par rapport à la plaque d'aluminium non réparée. Une couche d'adhésive plus mince permet de transmettre des contraintes élevées vers le patch de réparation. Il est préférable d'utiliser un patch en composite contient de plusieurs plis pour réparer les structures fissurées[52]

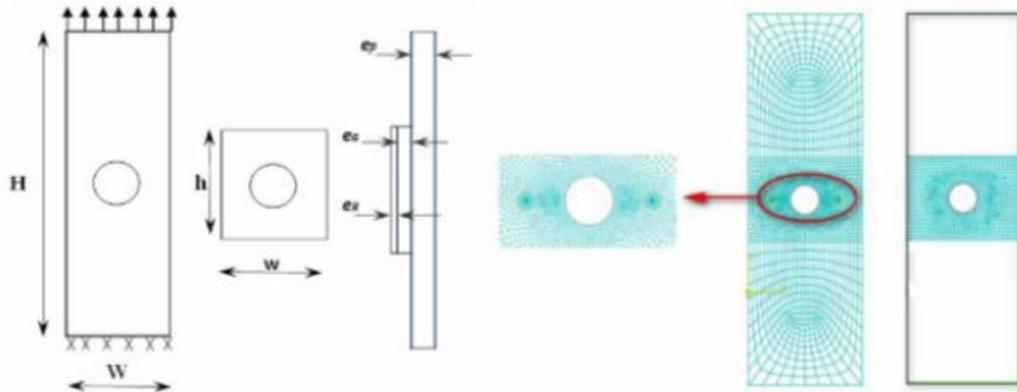


Figure II. 34 : Modèle géométrique et maillage de la structure (Plaque et patch).

**Krishna Konda et al** les trous circulaires sont couramment utilisés dans les conceptions techniques ; cependant, ils servent souvent d'endroits où les fissures s'initient et se propagent. Cet article explore une nouvelle approche de la réparation structurelle en utilisant des actionneurs piézoélectriques. L'objectif principal de cette étude est d'étudier l'influence d'un patch d'actionneur piézoélectrique collé placé au-dessus d'un trou circulaire sur le facteur d'intensité de contrainte (SIF) dans une plaque d'aluminium. La plaque est soumise à une contrainte de traction uniaxiale, tandis que l'actionneur piézoélectrique est excité avec différents niveaux de tension. L'analyse est réalisée à l'aide de la méthode des éléments finis (FEM), une technique numérique puissante pour simuler des structures complexes. L'étude évalue la répartition des contraintes et utilise le SIF comme critère adéquat pour évaluer l'impact de différentes configurations de patches. Les résultats indiquent une forte corrélation entre la tension appliquée et le SIF. Le fait que le SIF augmente ou diminue dépend de la polarisation de l'actionneur piézoélectrique. Il convient particulièrement de noter que les patches rectangulaires orientés horizontalement réduisent considérablement le SIF par rapport aux autres géométries de patch. De plus, les patches double face présentent une diminution prononcée du SIF par rapport aux patches simple face. En résumé, cette recherche souligne le potentiel des actionneurs piézoélectriques pour atténuer l'intensité des contraintes dans les structures comportant un trou circulaire avec initiation de fissure. Il offre des informations précieuses sur l'influence de la tension appliquée, de la géométrie des patches et de l'emplacement des patches sur le SIF, contribuant ainsi au développement de stratégies efficaces pour améliorer l'intégrité structurelle.[53]

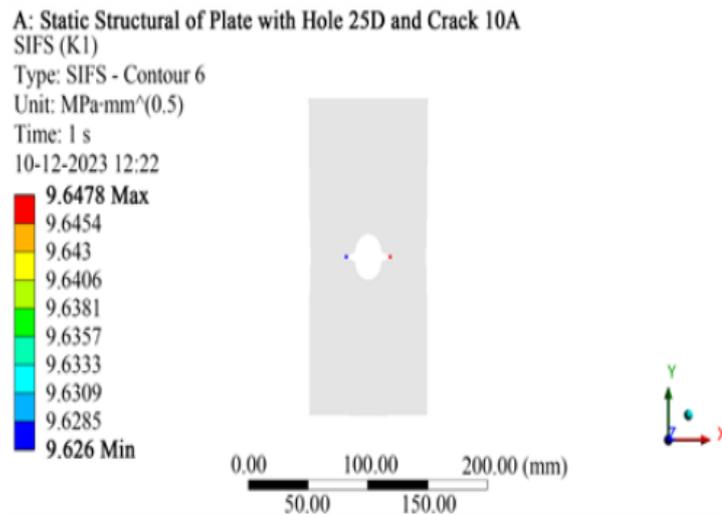


Figure II. 35 : SIF in the plate without piezoelectric patch

**Abuzaid, Ahmed et al** les réparations actives utilisant des matériaux intelligents tels que des actionneurs piézoélectriques peuvent jouer un rôle important dans la réduction de la propagation des fissures dans les structures d'ingénierie. Ils ont étudié analytiquement et numériquement la réparation active de plaques fissurées au centre à l'aide d'actionneurs piézoélectriques. Tout d'abord, le facteur d'intensité de contrainte (SIF) pour une plaque fissurée au centre en raison de la contrainte produite par un actionneur piézoélectrique est modélisé analytiquement. Ce modèle analytique est obtenu en appliquant la méthode des fonctions de poids. Dans la deuxième étape, la solution est trouvée pour la plaque fissurée au centre en raison de charges externes provenant de la mécanique de rupture élastique linéaire connue. Ces solutions sont ensuite superposées, en tenant compte du principe de superposition, pour donner le facteur d'intensité de contrainte total pour l'actionneur piézoélectrique intégré à la plaque fissurée au centre. Enfin, le modèle théorique proposé est vérifié par simulation par éléments finis. Les résultats ont indiqué que les erreurs relatives du modèle analytique et des résultats FEA sont inférieures à 5 % dans tous les cas étudiés dans cet article.[54]

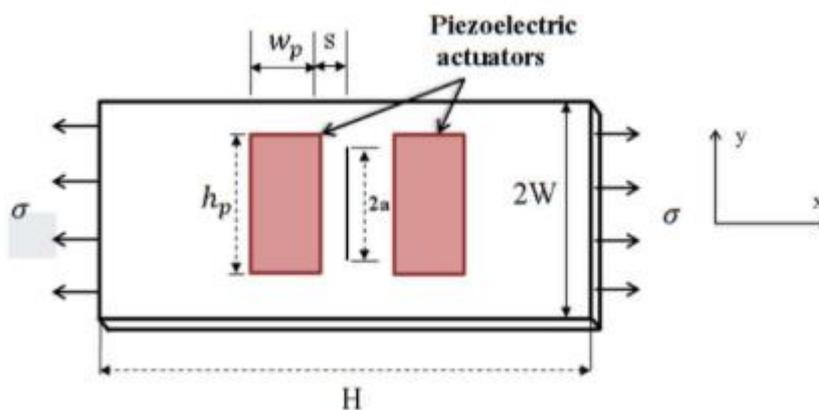


Figure II. 36 :Centre-cracked plate with integrated piezoelectric actuators.

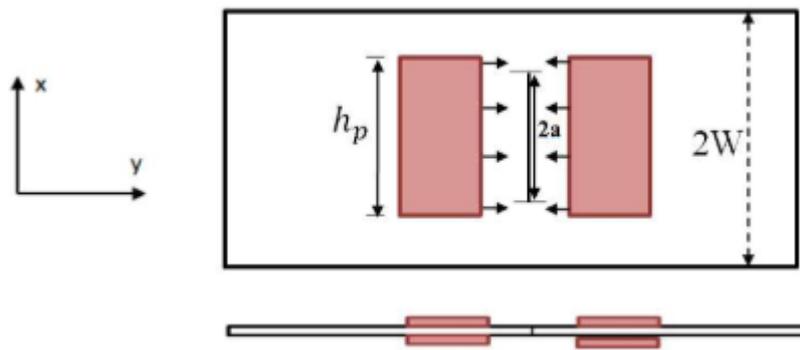


Figure II. 37 : centre-cracked plate with only piezoelectric actuators active

**A.A. Baker et al** Parmi les méthodes de réparation des structures endommagées, le collage d'un patch composite est actuellement le plus utilisé. En particulier, la réparation de patches composites a montré son efficacité dans le domaine de l'aéronautique et des structures maritimes [55]

**Jean-Baptiste LEBLOND** la mécanique de la rupture a pour objet d'étudier et de prédire l'amorçage et la propagation des fissures dans les solides. C'est une discipline récente. Les débuts de l'étude de la rupture des matériaux fragile (qui se déforment peu avant de se rompre) remontent aux années 1920, avec les travaux précurseurs de Griffith; mais ces travaux sont tombés dans un oubli relatif avant d'être exhumés dans les années 1950-1960, lorsque la discipline a réellement pris son essor (travaux d'Irwin et Rice). Quant à l'étude de la rupture des matériaux ductiles (qui se déforment beaucoup avant de se rompre), elle n'a débuté qu'à la fin des années 1960 et au cours des années 1970, avec les travaux fondamentaux de Rice et Tracey et Gurson [56].

**Seo D C et al** Les matériaux composites ont été largement utilisés dans les deux véhicules aérospatiaux commerciaux et militaires, avions et les structures automobiles, etc. Dans les structures aéronautiques, méthodes de réparation traditionnelles telles que boulons et rivets provoquent un problème de concentration des contraintes dû au forage de trous de fixation supplémentaires. Par conséquent, le développement de la technologie de liaison dans les structures d'avions a été accéléré. Les réparations collées causent une concentration de contrainte minimale et modification du chemin de charge qui induit un transfert de charge efficace depuis les fissures structure au renforcement. Ainsi, la réduction du facteur d'intensité de stress causé par la réparation d'un patch collé empêche ou retarde la réapparition des fissures ou leur croissance ultérieure [57]

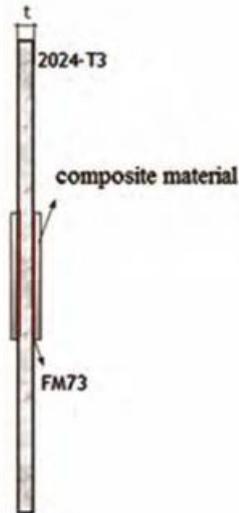


Figure II. 38 :Zone adhésive de la plaque d'aluminium avec des patches collés.

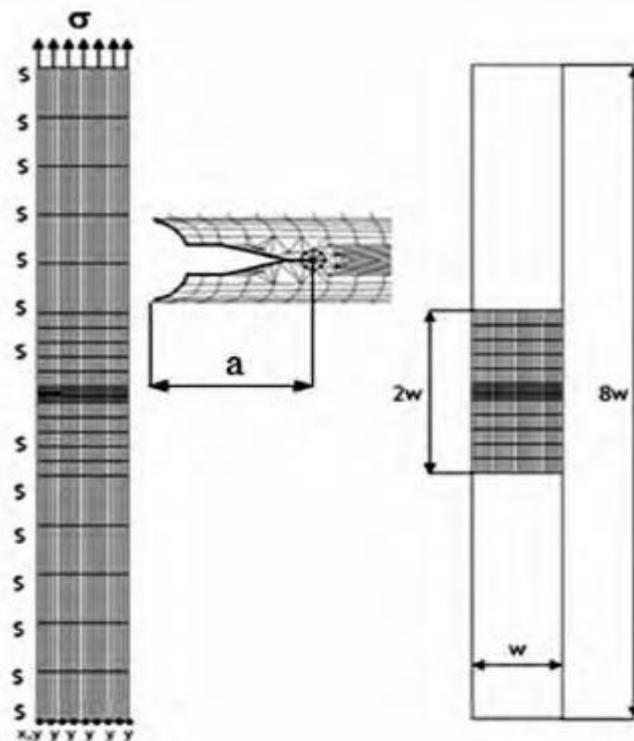


Figure II. 39 : la géométrie de la plaque selon la norme ASTM standard.

**Payne, A.O.** Ils ont examiné les procédures actuelles de conception en fatigue et d'estimation de la durée de vie en fatigue, de justification et de surveillance des structures d'aéronefs sont passées en revue. Les principales lacunes dans l'état actuel des connaissances sont identifiées et des recherches ultérieures visant à combler ces lacunes sont discutées.

Une brève référence est faite aux principaux domaines de recherche fondamentale liés à la fatigue des structures, notamment l'application de la mécanique de la rupture à la théorie de la propagation des fissures, le comportement à température élevée des

matériaux des avions, la turbulence atmosphérique, la conception basée sur la fiabilité et le comportement aéroélastique.

On voit qu'avec les progrès actuels dans la conception et l'utilisation des avions, l'évaluation de la fatigue des structures d'avions est un problème de plus en plus complexe pour lequel aucune méthode générale de solution n'a encore été établie. À l'heure actuelle, on s'appuie sur des tests approfondis des détails de conception et des composants, généralement en conjonction avec un essai de fatigue à grande échelle, pour valider l'analyse de fatigue et justifier ou fournir les données essentielles utilisées pour la surveillance de la durée de vie en fatigue. Il existe cependant une tendance bien développée en faveur d'études fondamentales sur les différents aspects du comportement à la fatigue, qui trouvent de plus en plus d'applications dans l'interprétation des résultats expérimentaux pour l'évaluation de la durée de vie en fatigue et pour l'amélioration des méthodes de conception en fatigue. [58]

**Belhouari et al** en raison de l'importance du colmatage des fissures dans l'analyse de la mécanique de la rupture, ils ont étudié est d'analyser numériquement par la méthode des éléments finis l'avantage de l'utilisation du patch composite symétrique collé pour la réparation des fissures dans les tôles métalliques en mode I et en mode mixte. Les résultats obtenus montrent qu'il y a une réduction considérable de la valeur asymptotique du facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure dans le cas de l'utilisation du double patch symétrique par rapport au simple patch. De plus le gain d'épaisseur composite obtenu par le double patch est également considérable aussi bien en mode un qu'en mode mixte [59]

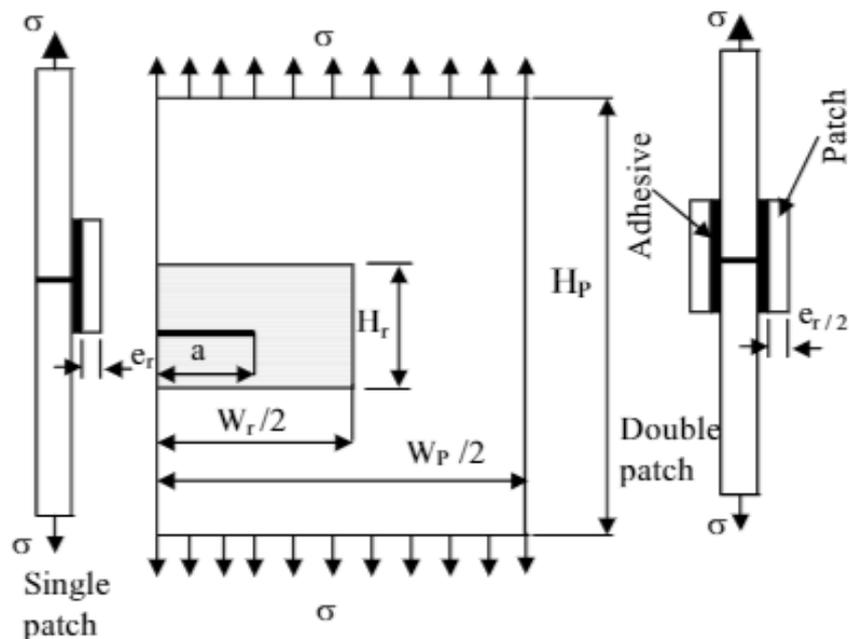


Figure II. 40 : modèle géométrique de la moitié de la structure rapiécée pour le mode pur I .

**Hart, D.C. et al** les réparations par patch composite des structures en aluminium utilisées dans les industries maritimes et aérospatiales sont conçues à l'aide de solutions de forme fermée supposant des structures minces, à contraintes planes, linéaires-élastiques ou des méthodes numériques pour les réparations d'aluminium épais. Les deux méthodes sont basées sur la mécanique de la rupture élastique linéaire et comparent les prévisions du fond de fissure à un taux de libération d'énergie de déformation critique ou à une intensité de contrainte. Les prédictions analytiques et numériques sont raisonnables pour le comportement linéaire-élastique, mais ces méthodes ne tiennent pas compte du comportement élasto-plastique au fond de fissure qui commence au-dessus de la limite linéaire-élastique et se poursuit jusqu'à la charge ultime. Cette recherche a utilisé la corrélation d'images numériques et l'analyse par éléments finis pour étudier le déplacement de champ complet et l'intégrale J en avant du fond de fissure pour des éprouvettes de tension de fissure centrale non réparées et réparées chargées de manière monotone jusqu'à la rupture. La déformation en pointe de fissure en surface libre et le comportement intégral J sont restés une propriété intrinsèque de l'aluminium directement liée au déplacement d'ouverture de fissure (COD) et étaient indépendants du renforcement par patch composite unilatéral. Cependant, les déformations en flexion du fond de fissure induites par le renforcement par patch ont augmenté la DCO de 20 % par rapport au comportement non corrigé après la rupture du patch, très probablement en raison des changements observés dans la formation de la zone plastique en amont de la fissure. La comparaison des résultats des tests et des prévisions analytiques a indiqué une différence significative entre les prédictions élastiques linéaires et plastiques élastiques au-delà de la limite élastique-linéaire, soulignant la nécessité d'utiliser la mécanique de rupture plastique élastique et l'intégrale J pour optimiser les éprouvettes composites de tension de fissure centrale patchées pour la charge ultime [60].

**Ouin, D et al** Le rapiéçage composite collé a été reconnu comme une méthode efficace et économique pour prolonger la durée de vie des composants en aluminium fissurés. Le facteur d'intensité de contrainte est considérablement réduit par la réparation composite collée. Dans ce travail, la méthode des éléments finis est appliquée pour analyser le comportement d'une fissure émanant d'une racine d'entaille semi-circulaire réparée par un patch composite bore/époxy. Le facteur d'intensité de contrainte (SIF) a été calculé pour les fissures réparées à l'aide d'un patch composite, en tenant compte du décollement. Dans ce cas, l'augmentation de l'épaisseur du patch réduit les effets négatifs du décollement. La réduction maximale du patch composite d'orientation (1) est de l'ordre de 56% plus importante par rapport au patch d'orientation (2). Le SIF minimal en présence de décollement est obtenu lorsque la longueur de fissure est de l'ordre de  $2p_{ent}$ . Elle atteint sa valeur maximale pour une longueur de fissure égale à  $2p_{ent}/5$  [61].

**Ouin D et al** Il ont étudié, le comportement de croissance des fissures d'une plaque d'aluminium fissurée à l'extrémité et réparée avec un patch composite bore/époxy lié dans le cas d'un décollement sur toute la largeur a été étudié. Cet effet est l'imperfection qui pourrait résulter lors du patch collé de la structure réparée. Des décollements de différentes tailles et situés à différentes positions par rapport au fond de fissure ainsi que

l'effet de l'adhésif et de l'épaisseur du patch sur les performances de réparation ont été examinés. Une procédure d'analyse impliquant une modélisation par éléments finis efficace appliquée aux plaques fissurées, aux adhésifs et aux patches composites a été utilisée pour calculer les facteurs d'intensité de contrainte. Le taux de croissance des fissures est dominé par le facteur d'intensité de contrainte proche de l'emplacement et de la taille des décollements préexistants. La plaque fissurée et la propagation du décollement entraînent une augmentation de la déformation du patch. Le patch n'a pas d'influence sur la croissance des fissures lorsque le rapport  $2a/dR$  dépasse 0,8 [62].

**Ouinass D et al** le processus de réparation des structures à l'aide de patches composites collés est une méthode efficace et économique pour augmenter la durée de vie des structures endommagées. Dans cette étude, la méthode des éléments finis est utilisée pour analyser le comportement d'une fissure réparée par un patch circulaire en calculant le facteur d'intensité de contrainte (SIF) au fond de fissure avec et sans décollement. Les résultats obtenus montrent que la fibre bore/époxy  $0^\circ$  perpendiculaire à la fissure, influence considérablement la réduction du SIF par rapport à la fibre bore/époxy  $0^\circ$  orientée dans la direction parallèle à la fissure. De plus, l'augmentation de la zone de décollement amplifie le SIF de la fissure réparée et le taux de cette augmentation dépend fortement de la zone de décollement. Lorsque le décollement est important entre le patch et la plaque, il réduit l'efficacité de la réparation et la croissance des fissures sous chargement devient importante. La croissance des décollements entraîne une séparation des patches [63].

**Ouinass D.** les réparations par patch composite collé sur les structures métalliques font l'objet d'une attention accrue ces dernières années. Il offre de nombreux avantages par rapport au doubleur riveté, notamment pour la réparation de cellules d'avion. Cet article présente le comportement de croissance des fissures d'une plaque d'aluminium fissurée sur les bords réparée à l'aide d'un patch composite bore/époxy. L'effet de la taille et de l'emplacement de cette décollement sur le comportement en traction de la plaque réparée est étudié. Une procédure d'analyse, impliquant une modélisation par éléments finis de la plaque fissurée, de l'adhésif et du patch composite, est menée pour calculer le facteur d'intensité de contrainte. Les résultats indiquent que le taux de croissance des fissures est dominé par le facteur d'intensité de contrainte et la taille des décollements préexistants. La fissuration de la plaque et la propagation du décollement entraînent une augmentation de la déformation du patch [64].

**Rybicki EF et al** ont introduit une technique efficace pour évaluer les facteurs d'intensité de stress est présentée. La méthode, basée sur l'intégrale de fermeture de fissure, peut être utilisée avec une analyse de contrainte par éléments finis à déformation constante et une grille grossière. La technique permet également d'évaluer les facteurs d'intensité de contrainte des modes I et II à partir des résultats d'une seule analyse. Des exemples de calculs sont effectués pour une éprouvette d'essai à double poutre en porte-à-faux, une bande de largeur finie avec une fissure centrale et un trou circulaire chargé de broches avec des fissures radiales. Un accord étroit entre les résultats numériques donnés par cette approche et les solutions de référence a été trouvé dans tous les cas [65].

**Paris, P.C et al** l'approche de la mécanique de la rupture repose sur l'hypothèse que les conditions au fond de fissure sont uniquement défini par un seul paramètre de chargement, par ex. le facteur d'intensité du stress. En cas de propagation de fissures, la plage du cycle de contrainte est utilisée. La majorité des recherches en mécanique de la rupture se déroulent dans le domaine dont on suppose que la dépendance entre  $\log(da/dN)$  et  $\log \Delta K$  est linéaire et peut être décrite par l'équation Paris-Erdoğan[66].

**Lena MR et al** l'application de patches composites collés comme renforts et pare-fissures pour une structure d'avion endommagée sur plusieurs sites est étudiée. Des expériences sont réalisées pour tester la capacité d'un renfort composite lié à empêcher la fusion des fissures. Avec un modèle d'éléments finis développé pour les réparations de patches composites, l'effet des contraintes thermiques résiduelles sur le facteur d'intensité de contrainte et le taux de croissance des fissures de fatigue qui en résulte est démontré. Une contrainte thermique effective est estimée en comparant les résultats expérimentaux avec les prédictions du modèle. Le renforcement pour une situation de dommage sur plusieurs sites est analysé en modélisant une rangée in niée de trous de rivets fissurés étroitement espacés. Il a été démontré que le renfort composite réduit considérablement le facteur d'intensité de contrainte, augmente la durée de vie en fatigue et protège contre les défaillances catastrophiques[67].

**nonlinearity** une comparaison avec les données expérimentales a été effectuée pour déterminer la capacité de la méthode des éléments finis alternés à prédire la réponse en fatigue d'un panneau métallique fissuré avec une pièce composite partiellement décollée. Au total, 15 spécimens différents sont pris en compte dans cette comparaison. Certains des paramètres qui varient dans ces échantillons comprennent l'emplacement de décollement, la zone de décollement, la longueur initiale de la fissure, la charge de contrainte maximale et le rapport de contrainte. Pour tous ces échantillons, il a été constaté que les résultats numériques sont très bien corrélés aux données expérimentales lorsque la non-linéarité de l'adhésif est correctement prise en compte dans l'analyse. En plus de cette comparaison avec les données expérimentales, des études numériques ont été réalisées pour examiner l'effet des cycles thermiques sur la réponse en fatigue d'une réparation collée. Il a été constaté qu'en raison de la forte différence dans le coefficient de dilatation thermique du patch de bore/époxy et du panneau d'aluminium, la durée de vie en fatigue d'une éprouvette, qui subit des cycles de contraintes élevées à basse température et de faibles contraintes à haute température. le chargement est considérablement réduit. Il a également été constaté que la durée de vie en fatigue d'un échantillon soumis à un cycle de fatigue thermique-mécanique est plus sensible aux décollements dans la couche adhésive qu'un échantillon similaire soumis à une charge de fatigue mécanique à température constante. En complément de cette étude, une analyse numérique a été réalisée pour étudier l'interaction entre deux patches composites proches. L'étude a révélé très peu d'interaction entre les deux patches lorsque ces deux patches se trouvent l'un à côté de l'autre, les deux fissures sous les patches étant colinéaires et toutes deux normales à la direction de la charge. En revanche, lorsque les deux pièces sont verticales l'une par rapport à l'autre, c'est-à-dire lorsque les deux fissures sous les pièces

sont parallèles et l'une au-dessus de l'autre, les deux fissures étant normales à la direction de la charge, la fatigue la durée de vie de ce spécimen peut augmenter considérablement lorsque ces deux parcelles sont très proches l'une de l'autre ; cependant, cela peut conduire à une défaillance du métal entre les patches, mais cela n'est pas pris en compte dans la présente étude[68].

**Rose LRF** une plaque présentant une fissure semi-infinie est réparée en ayant des feuilles de renfort collées sur ses faces et est soumise à une charge de traction uniformément répartie perpendiculairement à la fissure. Il est montré que la force d'extension de la fissure a une valeur finie, à condition que la structure renforcée puisse encore supporter la charge si la fissure, au lieu d'être semi-infinie, traverse toute la plaque, la coupant en deux. Le cas d'une plaque présentant une fissure de longueur finie est ensuite considéré : la détermination de la force se réduit à la solution d'une équation intégrale de Fredholm, dont on déduit le comportement asymptotique pour les fissures courtes par la méthode des approximations successives. Ces résultats fournissent une limite supérieure à la force pour des longueurs de fissure arbitraires. Une comparaison avec les résultats numériques suggère que cette limite supérieure est suffisamment proche de la valeur réelle pour être utile en pratique. Il est montré que la contrainte thermique résiduelle induite par le processus de collage et la force qui en résulte sur une fissure dépendent de manière sensible de la nature de la contrainte sur les bords de la plaque, ainsi que de l'étendue de la plaque en dehors de la région chauffée. . Un certain nombre d'extensions à des configurations moins idéalisées sont discutées[69].

**Talebi, B. et al** l'application de patches composites pour réparer les structures d'aéronefs endommagées/vieilles est l'une des méthodes de réparation les plus populaires en ingénierie aérospatiale. Étant donné que les expériences en cours sont difficiles, longues, coûteuses et nécessitent également un haut niveau d'expertise, la simulation du comportement du patch ainsi que des composants défectueux après réparation peut aider les concepteurs et les ingénieurs à optimiser leurs conceptions. Dans cet article, la simulation à grande échelle d'un panneau endommagé réparé expérimentalement avec un patch composite sera envisagée à l'aide d'ABAQUS, un code d'éléments finis commercial. Le processus de croissance des fissures est modélisé avec la méthode des éléments finis étendus et le modèle de zone cohésive (CZM) est utilisé pour modéliser les dommages progressifs dans l'adhésif de la réparation composite. En outre, une analyse de sensibilité est effectuée sur les paramètres CZM et il est montré que les trois paramètres, à savoir la ténacité au cisaillement, la traction maximale en premier cisaillement et le paramètre de pénalité pour la rigidité élastique, sont importants dans la simulation des réparations de patches composites collés. Les propriétés de cohésion calibrées sont utilisées avec succès pour prédire la réponse du patch composite à la structure renforcée dans la structure endommagée en tenant compte des étapes linéaires et non linéaires du processus de rupture. Les résultats de simulation obtenus aux différentes étapes ont été vérifiés avec les résultats expérimentaux existants[70].

**Bouzitouna, W.N.et al** ont étudié et analysé les performances de réparation par collage composite, perçage de trous et combinaison des deux techniques (réparations hybrides) par des essais de traction et de montrer l'intérêt d'une réparation hybride par rapport à d'autres procédés. Ces techniques de réparation peuvent s'appliquer dans différentes branches de l'ingénierie : mécanique, aérospatiale, civile, navale, etc. La méthode des éléments finis avec le code ABAQUS a été utilisée pour modéliser le comportement mécanique des différentes techniques de réparation. Le facteur d'intensité de contrainte d'entaille (NSIF) est adopté pour modéliser le comportement de l'entaille fissurée sur la base de la méthode volumétrique. La taille de la zone plastique, l'intensité de la contrainte normale  $\sigma_{yy}$ , la contrainte de pelage et le CTOD sont combinés pour modéliser les techniques de réparation proposées. Bien que le composite lié soit très résistant, l'application d'un trou de forage entraîne une absorption d'énergie supplémentaire et réduit le niveau de contrainte normale maximale d'environ 50 % par rapport à un simple patch uniquement. L'utilisation d'une réparation hybride présente une résistance élevée par rapport aux autres méthodes proposées, améliore la résistance mécanique et augmente la durée de vie de la structure fissurée par rapport à un joint composite simple et une réparation par perçage uniquement[71].

**Seo, D.-C.et al** ont étudié, nous avons étudié le comportement de croissance des fissures de fatigue de plaques d'aluminium fissurées réparées avec un patch composite collé, en particulier dans les plaques épaisses. La technique de réparation de patches composites collés par adhésif a été appliquée avec succès à la réparation d'avions militaires et a récemment étendu son application à l'industrie aéronautique commerciale. Cette technique a également été étendue à la réparation de la structure primaire porteuse à partir de la réparation de la structure secondaire. Par conséquent, une compréhension approfondie du comportement de croissance des fissures des panneaux épais réparés avec un patch composite collé est nécessaire. Nous avons étudié le comportement de croissance des fissures de fatigue d'un panneau épais réparé avec un patch composite collé en utilisant la plage de facteurs d'intensité de contrainte ( $\Delta K$ ) et le taux de croissance des fissures de fatigue ( $da/dN$ ). Le facteur d'intensité de contrainte d'une fissure réparée a été déterminé à partir des résultats expérimentaux en comparant le comportement de croissance des fissures des éprouvettes avec et sans réparation. De plus, en considérant l'état de contrainte tridimensionnel (3D) de la fissure par patch, des analyses par éléments finis 3D ont été effectuées pour obtenir le facteur d'intensité de contrainte de la fissure réparée par un patch composite collé. Deux types de modélisation de front de fissure, à savoir un modèle de front de fissure uniforme et un modèle de front de fissure asymétrique, ont été utilisés. Le facteur d'intensité de contrainte calculé à l'aide de FEM a été comparé aux valeurs déterminées expérimentalement[72].

**Albedah, A. et al** la technologie de réparation des composites collés a démontré son efficacité pour augmenter la durée de vie en fatigue résiduelle des structures aéronautiques fissurées. Cependant, deux phénomènes majeurs diminuent les performances de cette technique ; l'adhésif se décolle par la charge de fatigue et les contraintes thermiques résiduelles dues au durcissement de l'adhésif. Dans cette étude,

les effets du décollement de l'adhésif et des contraintes thermiques résiduelles sur la durée de vie en fatigue d'une plaque d'aluminium fissurée réparée ont été analysés expérimentalement et numériquement. Des tests de fatigue ont été effectués sur des éprouvettes fissurées en alliage d'aluminium 2024-T3 réparées à l'aide de patches carbone/époxy présentant des décollements artificiels, afin de mettre en évidence l'effet de décollement adhésif. Des tests de fatigue ont été effectués sur des échantillons réparés liés avec des adhésifs durcissant à température élevée et durcissant à température ambiante pour évaluer l'effet des contraintes thermiques résiduelles. Pour analyser les effets de ces deux phénomènes, la méthode des éléments finis a été utilisée pour calculer le facteur d'intensité de contrainte à l'avant des fissures réparées. Les résultats expérimentaux indiquent que la durée de vie en fatigue est significativement réduite par la présence d'un décollement adhésif initial et de contraintes thermiques résiduelles. Les résultats numériques sont cohérents avec les observations expérimentales et révèlent que le facteur d'intensité de contrainte augmente avec l'augmentation de la largeur de décollement. De plus, elle augmente également en présence de contraintes thermiques résiduelles[73].

**Sabelkin, V et al** le comportement de croissance des fissures de fatigue dans un mince panneau d'aluminium 2024-T3 raidi réparé avec un patch composite collé sur un côté a été étudié par des expériences et des analyses. Le patch comportait trois couches de composite bore/époxy unidirectionnel. Des raidisseurs en aluminium 2024-T3 ont été rivetés ainsi que collés sur le panneau. Les raidisseurs étaient orientés dans la direction de chargement et étaient espacés de 102 mm ou 152 mm avec une fissure centrée entre eux. Des panneaux fissurés non réparés avec et sans raidisseurs ont également été étudiés. L'expérience impliquait une fatigue tension-tension à amplitude constante avec une contrainte maximale de 120 MPa et un rapport de contrainte de 0,05. La réparation par patch composite collé a augmenté la durée de vie en fatigue d'environ cinq fois dans le cas de panneaux raidis, tandis qu'elle a été multipliée par dix environ dans le cas de panneaux non raidis. La durée de vie en fatigue a également augmenté avec la diminution de la distance entre les raidisseurs pour les panneaux réparés et non réparés. Une méthode d'éléments finis tridimensionnelle a été utilisée pour analyser les expériences. Les contraintes thermiques résiduelles, développées lors du collage des patches, nécessitent la connaissance de la température à laquelle l'adhésif devient efficace pour créer une liaison entre la structure et le patch lors de l'analyse. Une méthode simple pour estimer la plage de températures de durcissement efficace est suggérée dans cette étude. Le facteur d'intensité de contrainte calculé par rapport aux relations mesurées de croissance des fissures pour toutes les configurations de panneaux étaient cohérents et en accord avec la contrepartie du matériau d'essai. Ainsi, la présente approche fournit un moyen d'analyser le comportement de croissance des fissures de fatigue des structures raidies réparées avec un patch composite collé[74].

### **Conclusion**

Les structures peuvent subir des endommagements ou des microfissures locales. L'accumulation des défauts a un effet néfaste sur la durée de vie de ces structures. Afin de remédier à ces défauts, plusieurs techniques de réparation peuvent être mises en évidence. Les techniques les plus répandues sont généralement la réparation des parties endommagées par des plaques intactes fixées par un assemblage riveté, boulonné, ou collé. Contrairement aux assemblages collés, les autres techniques classiques donnent naissance à des concentrations de contraintes au niveau de la zone d'assemblage ce qui peut engendrer de nouveau une réduction des performances de la structure. L'introduction des nouvelles techniques de réparation par collage des patches en composite permet un gain important du poids, de la résistance et de la durabilité. Dans de nombreuses applications industrielles, les réparations par collage des plaques en FRP sont une technique puissante pour maintenir les structures en aluminium fissurées dans des conditions de fonctionnement admissibles.

# Chapitre III : RESULTAT ET DISCUSSION

### **Introduction :**

Pour optimiser les structures composites, la compréhension de l'effet des dimensions géométriques des patches en matériau composite sur le facteur d'intensité de contrainte (FIC) est cruciale. Ce chapitre présente une analyse détaillée des résultats obtenus à partir des simulations effectuées avec le logiciel Abaqus CAE.

Dans les sections suivantes, nous présenterons les configurations de simulation, suivies des résultats obtenus pour différentes dimensions de patches. Une discussion approfondie des observations sera menée pour identifier les tendances principales et les implications pratiques de ces résultats.

### **1. Présentation du logiciel de calcul utilisé :**

Actuellement, les logiciels de calcul basés sur la méthode des éléments finis sont largement utilisés et les résultats numériques obtenus s'avèrent très satisfaisants si des modèles numériques sont correctement établis. A cet effet, les performances du logiciel Abaqus CAE 2017 [70] sont utilisées dans ce travail pour analyser la réponse des plaques d'aéronefs endommagées par fissuration et réparées par patch composites. Toutes les applications destinées aux calculs par éléments finis nécessitent d'importantes connaissances dans le domaine des méthodes numériques, alors qu'Abaqus est conçu pour être utilisé partout sans qu'il y ait besoin de formation préalable sur les éléments finis. Grâce à son interface intuitive, il permet une prise en main très rapide du logiciel avec l'option d'automatisation de la reconnaissance des zones de contact et la génération du maillage. Le programme Abaqus a de nombreuses capacités d'analyse par éléments finis, allant d'une simple étude statique linéaire à une autre étude statique complexe non linéaire. La documentation de ce code de calcul donne les procédures à suivre pour effectuer des analyses correctes des différents domaines de l'ingénierie. Le but ultime d'une analyse par éléments finis est de recréer mathématiquement le comportement d'un véritable système d'ingénierie. En d'autres termes, l'analyse doit être basée sur un modèle mathématique précis d'un prototype physique. Le modèle numérique se compose des nœuds, des éléments, des propriétés des matériaux, de véritables constantes, des conditions aux limites, et d'autres caractéristiques utilisées pour représenter le système physique

### **2. Modèle géométrique :**

Notre modèle géométrique est une plaque en alliage d'aluminium 2024-T3, caractérisée par sa hauteur  $H = 200$  mm, sa largeur  $W = 100$  mm et son épaisseur  $e = 2$  mm, elle est soumise à déplacement imposé figure III.1 La partie endommagée par fissuration de la plaque a été réparée à l'aide d'un patch composite stratifié de huit plis d'un empilement croisé  $[+\theta ; -\theta]$  ( $0^\circ ; 10^\circ ; 20^\circ ; 30^\circ ; 40^\circ ; 45^\circ ; 50^\circ ; 60^\circ ; 70^\circ ; 80^\circ ; 90^\circ$ ) défini par ses caractéristiques géométriques : hauteur  $H_p$  variante de 50mm à 200mm, sa largeur  $W_p$  variante de 50mm à 100mm et son épaisseur  $e_p = 2$ mm.

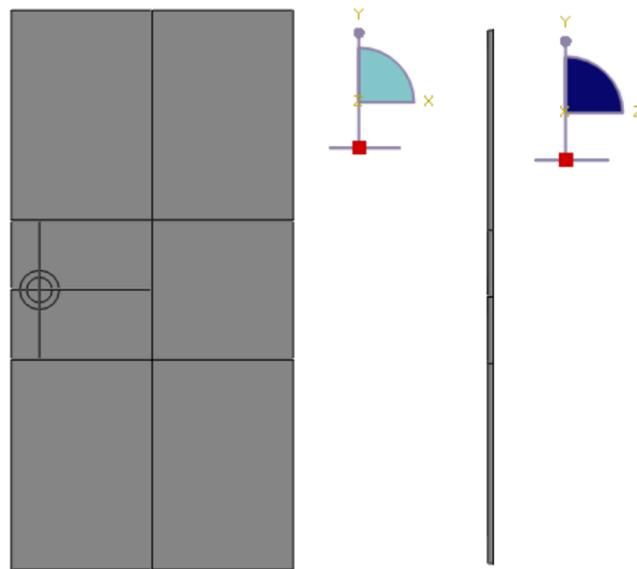


Figure III. 1: modèle geometrique de la plaque fissuré.

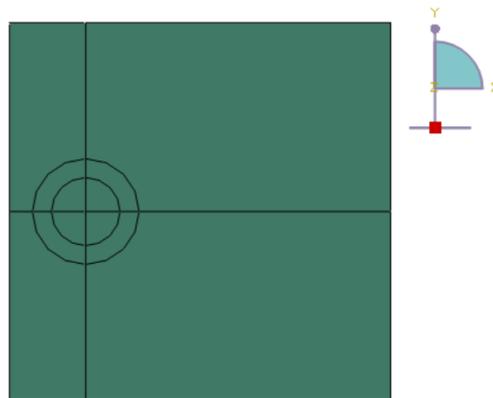


Figure III. 2:: modèle geometrique du patch en composite.

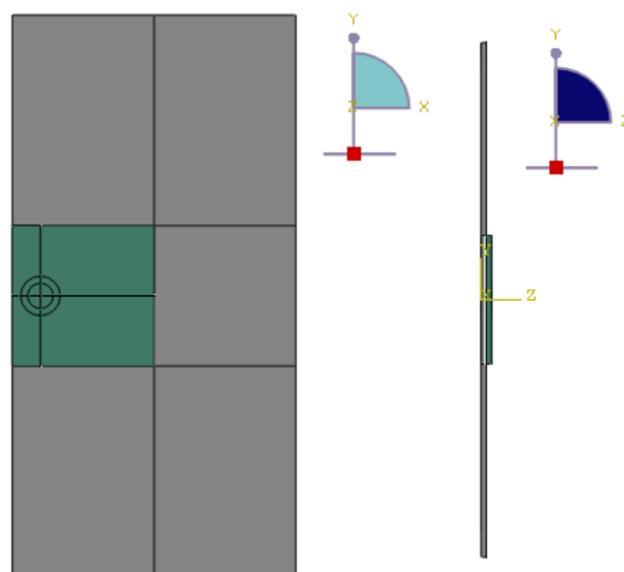


Figure III. 3: modèle geometrique de la structure analysée.

La modélisation globale est basée sur une approche élastique linéaire dont les propriétés de la plaque et du patch sont illustrées dans le tableau II.1 et le tableau III.2

Tableau III. 1 : les propriétés de la plaque

	Module de Young E( GPa)	coefficient de Poisson $\nu$
Aluminium 2024-T3	72	0.33

Tableau III. 2 : les propriétés des patch composite.

Proprieties		Carbon/epoxy	Glass/epoxy	Boron/epoxy
	$E_{11}$	121	45	204
Elastic modulus (GPa)	$E_{22}$	8.6	10	18.5
	$E_{33}$	8.6	10	18.5
	$G_{12}$	4.7	5	5.59
Shear modulus (GPa)	$G_{13}$	4.7	5	5.59
	$G_{23}$	3.1	3.8462	7.52
	$\nu_{12}$	0.27	0.3	0.23
Poisson's ratio	$\nu_{13}$	0.27	0.3	0.23
	$\nu_{23}$	0.4	0.4	0.4

Tableau III. 3 : les propriétés de l'adhésive

adhésive	Elastic modulus (GPa)	Shear modulus (GPa)	Épaisseur	coefficient de Poisson $\nu$
	1.83	0.688	0.2	0.33

### 3. Le maillage :

Pour simuler le comportement linéaire en traction et l'influence du déplacement longitudinal des fibres alfa et de verre par rapport au fond de fissure ainsi que la longueur de la fissure, nous avons utilisé un code de calcul « Abaqus » version 6.14 pour l'analyse des structures composites par la méthode des éléments finis. Ce code présente un système complet, intégrant non seulement les fonctions de calcul proprement dit, mais également

des fonctions de construction de modèles (préprocesseur) et de traitement des résultats (post-processeur) [71].



Figure III. 4 : Le maillage.

#### 4. Résultat et discussion :

La plaque sans patch :

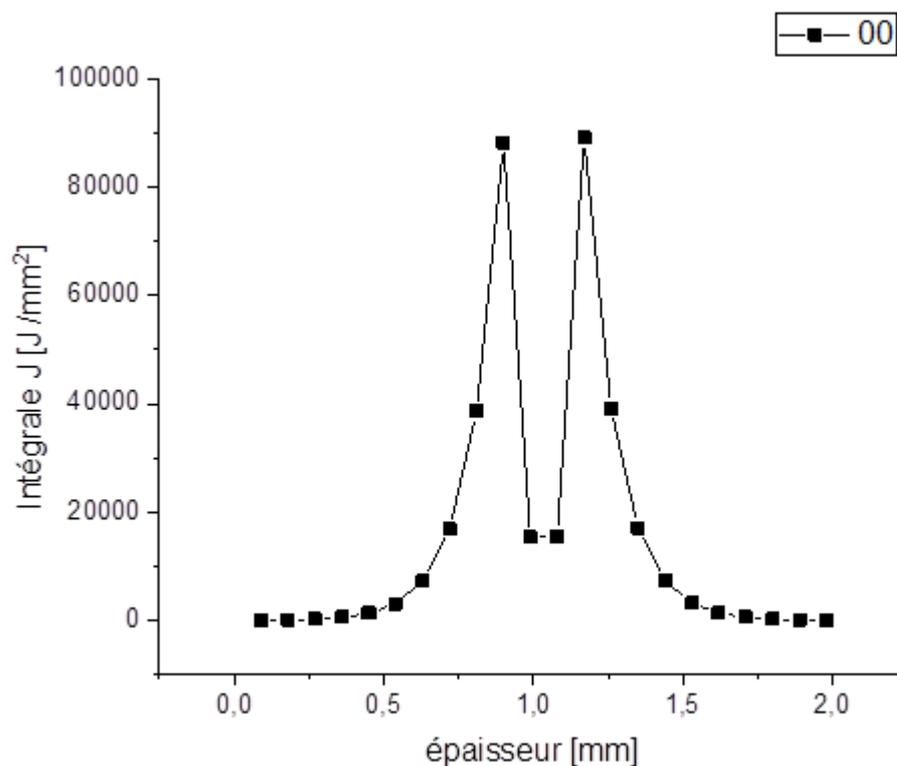


Figure III.5: l'intégrale J en fonction du épaisseur sans patch.

Le graph fig III.5 montre l'intégrale J en fonction du temps pour angle orientation 0 , l'intégrale J atteint un pic à deux endroits différents de l'épaisseur de la plaque.

Cela suggère que la plaque est soumise à un stress important à ces endroits, ce qui pourrait entraîner la propagation de fissures. Les zones où l'intégrale J est élevée sont plus susceptibles de se fracturer. La présence de deux pics indique que la fissure se propage de manière non uniforme à travers l'épaisseur de la plaque. Il est possible que la fissure soit initiée à l'un des pics et se propage ensuite vers l'autre pic. Les informations fournies par ce graphique peuvent être utilisées pour comprendre la mécanique de la rupture et pour prédire la résistance à la rupture d'un matériau.

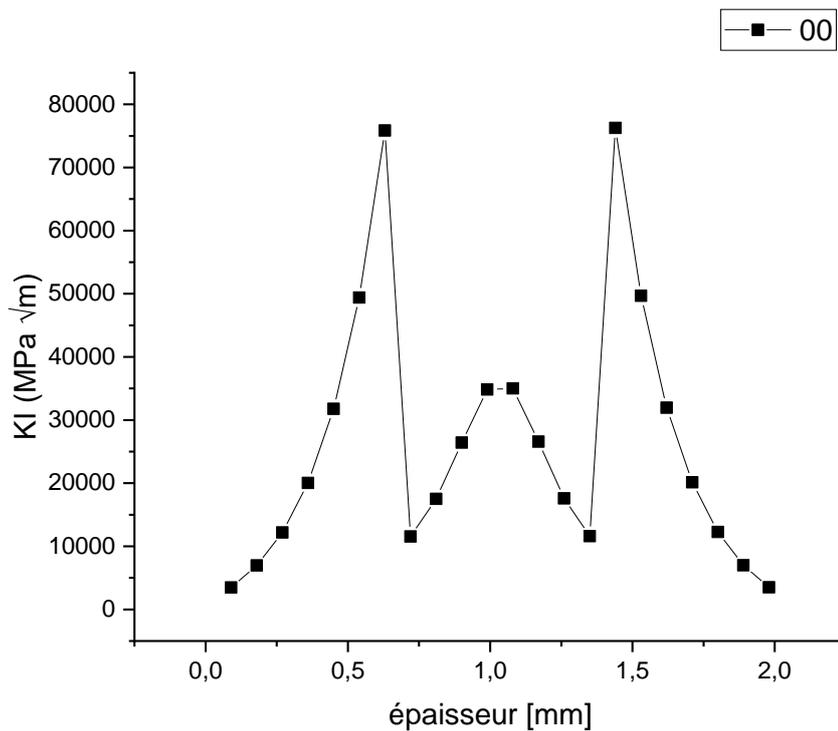


Figure III. 6: facteur d'intensité de contrainte en fonction du temps sans patch.

Le graph fig. III.6 montre FIC en fonction du temps pour angle orientation 0 , Le facteur KI représente la concentration de contrainte à l'extrémité d'une fissure. Les deux pics d'intégrale J se traduisent également par des pics de KI aux mêmes épaisseurs. Les pics de KI indiquent une concentration de contraintes élevée à ces endroits, ce qui augmente le risque de propagation de fissure.

Le facteur KI représente la concentration de contrainte à l'extrémité d'une fissure. Les deux pics d'intégrale J se traduisent également par des pics de KI aux mêmes épaisseurs. Les pics de KI indiquent une concentration de contraintes élevée à ces endroits, ce qui augmente le risque de propagation de fissure.

### 4.1 Le choix de mode de rupture :

A fin de connaitre le mode de rupture on a comparer entre les 3 graph de facteur d'intensité de contrainte pour le materiau composite carbon/ epoxy.

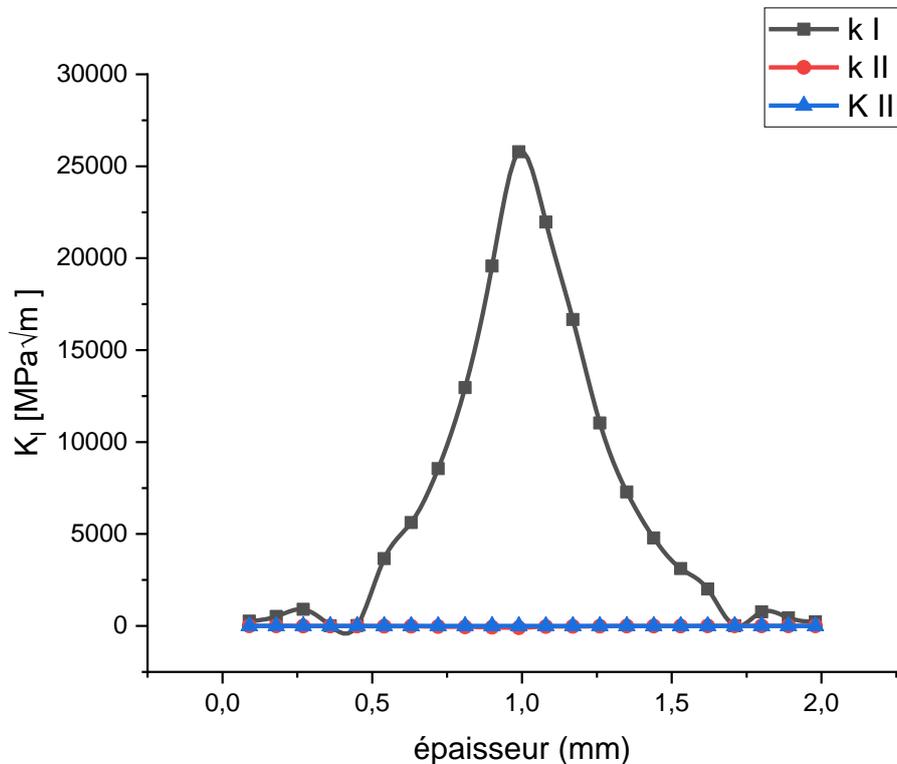


Figure III. 7 :choix du mode de rupture.

Le graph fig III.7 montre la variation de FIC en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles orientations des fibres. On trouve que les Modes de Rupture :

#### 1. Rupture en Ouverture (Mode I) :

Le pic de  $K_I$  autour de 1 mm d'épaisseur révèle que la fissuration en mode I est le mode de rupture critique. La forte augmentation de  $K_I$  montre une résistance initiale accrue à la fissuration en ouverture jusqu'à ce point d'épaisseur critique.

#### 2. Rupture en Cisaillement (Modes II et III) :

Les faibles et constantes valeurs de  $K_{II}$  et  $K_{III}$  indiquent que ces modes ne sont pas des facteurs de rupture pour ce composite. La haute résistance aux cisaillements internes et externes démontre que le matériau est moins susceptible de se fissurer sous ces types de contraintes. Donc,

- **Mode de Rupture Principal :** La rupture en mode I (ouverture) est la principale préoccupation pour ce matériau composite, particulièrement à une épaisseur d'environ 1 mm.
- **Résistance au Cisaillement :** Les modes de rupture II (glissement) et III (déchirement) ne jouent pas un rôle significatif, montrant une résistance élevée du matériau aux fissures de cisaillement.

### 4.2 le choix du materiau composite :

A fin de choisir le materiau composite favorable du patch on a comparer entre 3 matériau composite carbon/epoxy , boron/epoxy et glass/epoxy pour ce faire on a calculer l'integral j des 3 materiau chaqu'une a ( $0^\circ$  ; $10^\circ$  ; $20^\circ$  ; $30^\circ$  ; $40^\circ$  ; $45^\circ$  ; $50^\circ$  ; $60^\circ$  ; $70^\circ$  ; $80^\circ$  ; $90^\circ$ )

#### 4.2.1 carbon / epoxy :

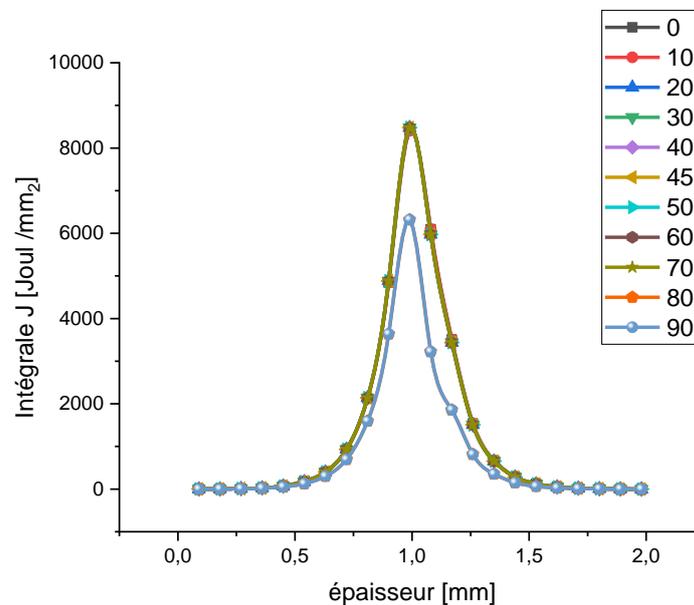


Figure III. 8: variation de l'intégrale J pour le materiau carbon/ epoxy.

Le graph fig III.8 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles orientations des fibres . On constate que les épaisseurs comprises entre 0,09 et 0,54, l'intégrale J augmente de manière exponentielle. Cela indique que l'augmentation de l'épaisseur du patch améliore considérablement la résistance à la propagation des fissures. Par exemple, à 0,09 d'épaisseur, l'intégrale J est de 0,8408, tandis qu'à 0,54 elle atteint 196,2 et que l'intégrale J atteint un maximum à une épaisseur de 0,99, avec une valeur de 8477. Ce point représente l'épaisseur optimale pour la résistance à la propagation des fissures dans le matériau composite carbone/époxy. Et au-delà de 0,99 d'épaisseur, l'intégrale J diminue progressivement. À une épaisseur de 1,08, l'intégrale J chute à 6097 et continue de diminuer à des épaisseurs plus grandes, atteignant 0,6097 à 1,98. Cela suggère une perte d'efficacité du patch en matériau composite à des épaisseurs excessives.

4.2.2 glass / époxy :

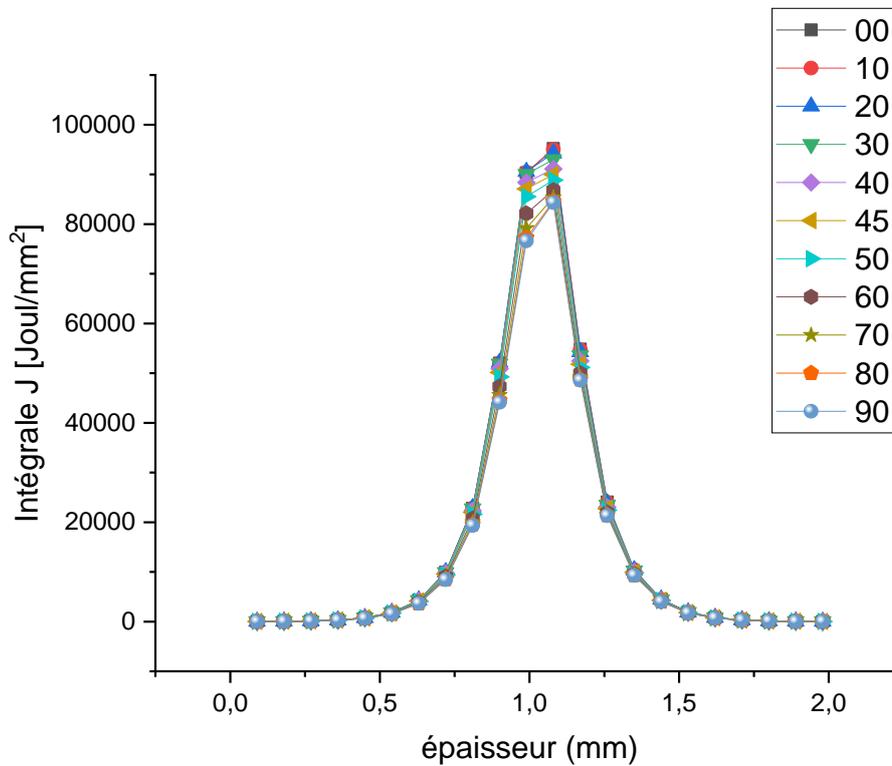


Figure III. 9: variation de l'integral J pour le materiau glass / epoxy.

Le graph fig III.9 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles orientations des fibres . On constate que pour des épaisseurs allant de 0,09 à 0,99, l'intégrale J augmente de manière significative, suivant un comportement exponentiel. Par exemple, à une épaisseur de 0,09, l'intégrale J est de 9,03, tandis qu'à 0,99, elle atteint 90302. Cette augmentation montre que l'augmentation de l'épaisseur améliore considérablement la résistance à la propagation des fissures dans cette gamme d'épaisseurs. Et que L'intégrale J atteint un maximum à une épaisseur de 1,08 avec une valeur de 95197. Ce point représente l'épaisseur optimale pour la résistance maximale à la propagation des fissures. Et au-delà de 1,08, l'intégrale J diminue rapidement, atteignant 54822 à 1,17 et continuant de baisser à des épaisseurs plus grandes. Après le pic à 1,08, une diminution progressive est observée. À 1,26, l'intégrale J tombe à 24045, et à 1,35, elle est de 10475. Ce déclin continue jusqu'à 1,98 où l'intégrale J est de 9,52. Cette diminution peut indiquer une perte d'efficacité du patch en verre/époxy à des épaisseurs excessives, où les bénéfices initiaux d'augmentation d'épaisseur sont compensés par des facteurs négatifs tels que la rigidité excessive et les effets de bord.

4.2.3 boron / époxy :

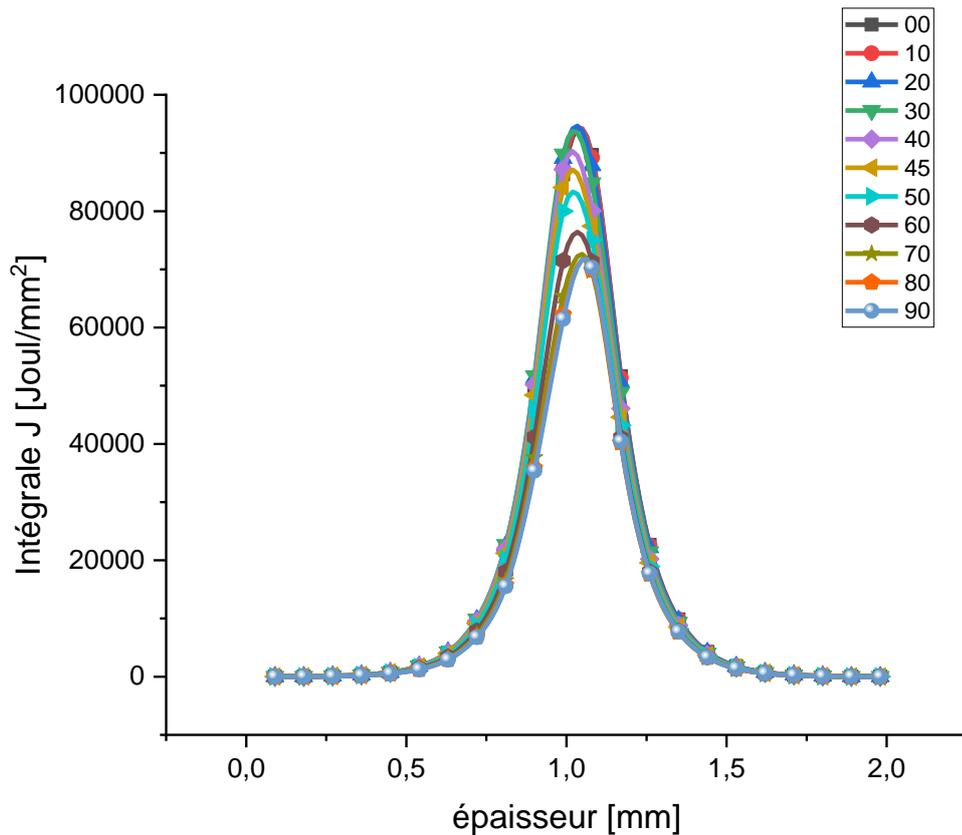


Figure III. 10: variation de l'intégral J pour le materiau Boron / epoxy.

Le graph fig III.10 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles d'orientations des fibres. On constate que l'intégrale J commence à augmenter rapidement avec l'épaisseur, passant de 8,629 à 49692 pour les épaisseurs de 0,09 à 0,9. Cette augmentation initiale significative démontre que l'épaisseur joue un rôle crucial dans l'amélioration de la résistance à la fissuration. Et un pic est atteint autour de 0,99 avec une valeur de 86289, marquant le point où le matériau composite atteint sa résistance maximale à la propagation des fissures. Au-delà de 0,99, l'intégrale J commence à diminuer légèrement, atteignant 89673 à une épaisseur de 1,08. La diminution continue jusqu'à 1,17 avec une valeur de 51641. Une stabilisation relative est observée après 1,17, où les valeurs de l'intégrale J varient moins fortement, indiquant une perte d'efficacité marginale supplémentaire avec l'augmentation de l'épaisseur. Après le pic initial, les valeurs de l'intégrale J diminuent progressivement avec des valeurs de 22650 à 1,26, 9867 à 1,35, et 4254 à 1,44. À une épaisseur de 1,98, l'intégrale J est de 35,87, montrant une réduction significative de la résistance à la fissuration à des épaisseurs très grandes. Cette tendance suggère que des épaisseurs excessives peuvent introduire des contraintes additionnelles et des effets de bord défavorables qui diminuent la capacité du matériau à résister à la propagation des fissures.

4.2.4 la comparaison entre les 3 matériaux :

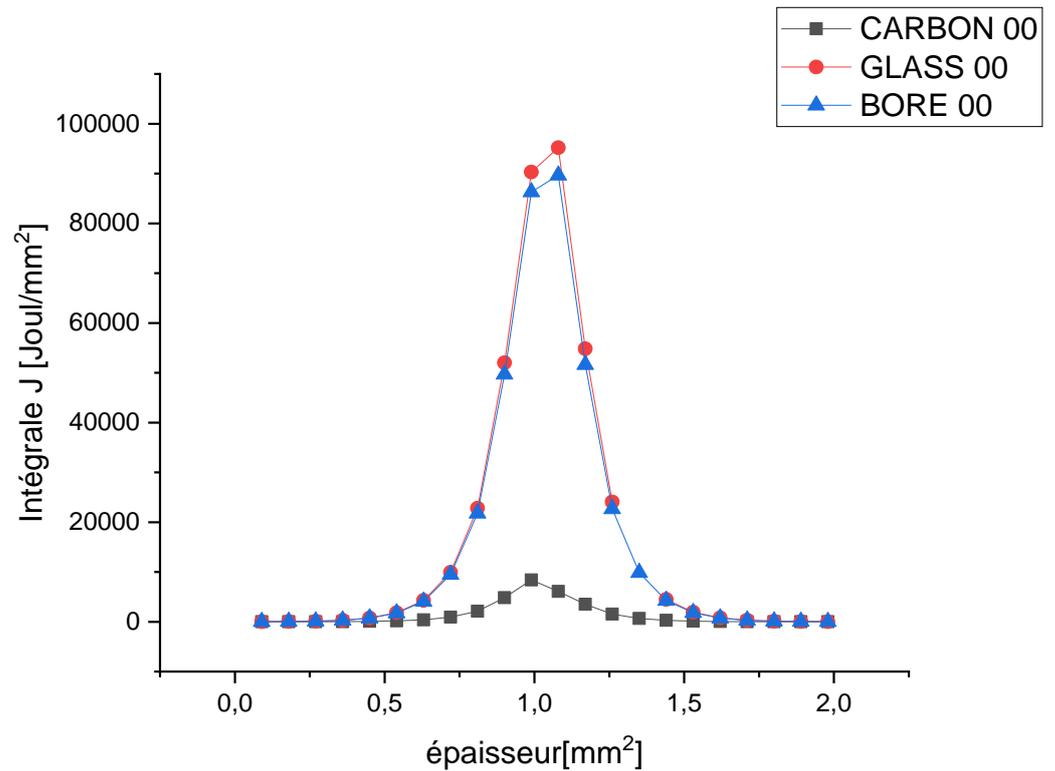


Figure III. 11: la comparaison entre les 3 materiau a 0°.

Le graph fig III.11 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles orientations des fibres . on commence par le carbon/epoxy qui montre une Augmentation Initiale : L'intégrale J augmente régulièrement avec l'épaisseur, atteignant un pic à 0,99 d'épaisseur (8408). Et une Diminution : Après le pic, une baisse significative est observée jusqu'à 1,98 (0,6097). Tandis que le glass/époxy montre une Augmentation Initiale : L'intégrale J augmente fortement avec l'épaisseur, atteignant des valeurs très élevées rapidement, avec un pic à 0,99 (90302). Et une Diminution : Une diminution plus rapide est observée après le pic, avec une valeur tombant à 9,52 à 1,98. Le Boron/ époxy montre une Augmentation Initiale : L'intégrale J augmente fortement avec l'épaisseur, atteignant un pic à 0,99 (86289). Et une Diminution : Après le pic, une diminution progressive est observée jusqu'à 1,98 (8,967).

Cette analyse démontre que le choix du matériau composite pour des applications spécifiques dépend fortement de la manière dont l'épaisseur influence la résistance à la propagation des fissures. Le Verre/Époxy offre une résistance maximale initiale, mais avec une fragilité potentielle après l'épaisseur optimale. Le Boron/Époxy présente une bonne performance avec une stabilité accrue à long terme, tandis que le Carbone/Époxy offre une performance stable et fiable. Le design et l'application doivent donc considérer ces propriétés pour optimiser la performance et la durabilité des matériaux composites.

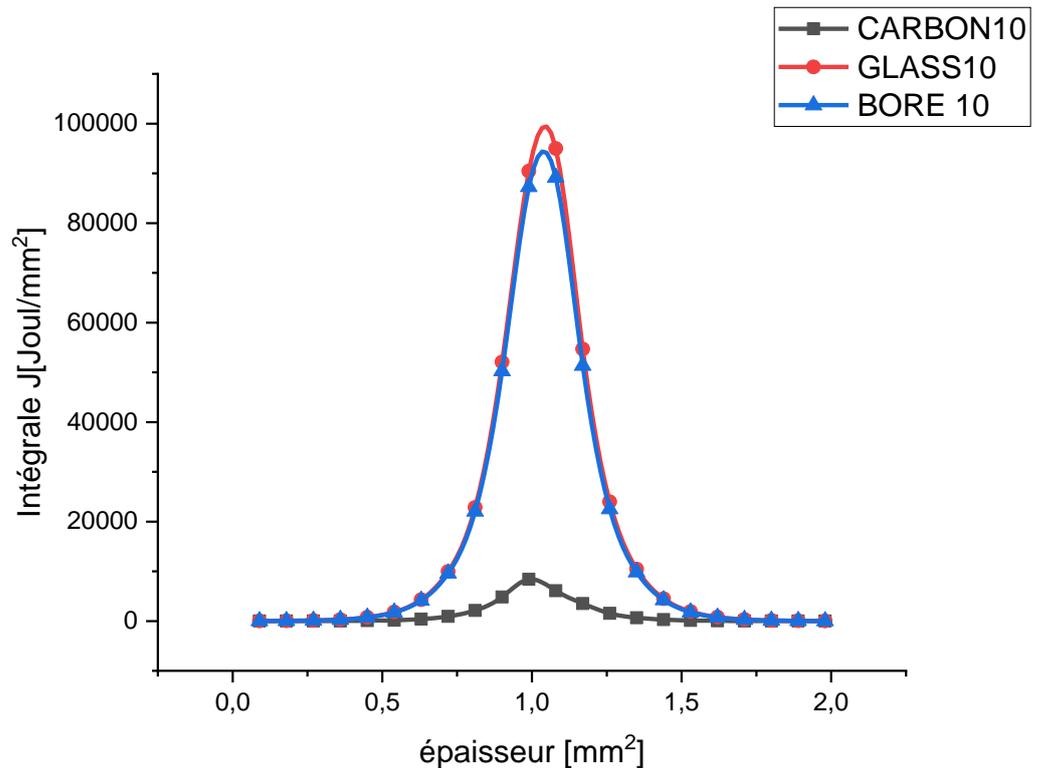


Figure III. 12 : la comparaion entre les 3 materiau a 10°.

Le graph fig III.12 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur de plaque matériau composite pour différents angles orientations des fibres . on commence par le carbon/epoxy qui montre à des épaisseurs faibles (0,09 mm), l'intégrale J commence à 0,8408 et augmente de manière quasi-exponentielle jusqu'à 8408 à 0,99 mm. Après 0,99 mm, il y a une légère baisse à 6097 à 1,08 mm, suivie d'une décroissance continue jusqu'à 0,6097 à 1,98 mm. Puis le glass/ époxy Commence à une valeur beaucoup plus élevée de 9,043 à 0,09 mm et augmente fortement jusqu'à 90429 à 0,99 mm. Après ce pic, il y a une diminution progressive à 94979 à 1,08 mm, et ensuite une baisse continue jusqu'à 9,498 à 1,98 mm. Tandis que pour le Boron/époxy. À 0,09 mm, l'intégrale J commence à 8,729 et augmente progressivement jusqu'à 87289 à 0,99 mm. Après avoir atteint un pic à 0,99 mm, la valeur diminue légèrement à 89191 à 1,08 mm, puis continue de baisser à 8,919 à 1,98 mm.

Comparaison des Matériaux :

- Faibles Épaisseurs (0,09 à 0,36 mm) :

Le Verre/Époxy et le Boron/Époxy montrent des valeurs de J beaucoup plus élevées que le Carbone/Époxy, indiquant une meilleure résistance initiale à la fissuration.

- Épaisseurs Moyennes (0,45 à 0,81 mm) :

Le Verre/Époxy continue de dominer avec des valeurs de J nettement plus élevées.

Le Boron/Époxy suit de près, tandis que le Carbone/Époxy reste beaucoup plus bas.

- Épaisseurs Élevées (0,9 à 1,08 mm) :

Les trois matériaux atteignent leur pic à environ 0,99 mm, mais le Verre/Époxy et le Boron/Époxy montrent des valeurs beaucoup plus élevées.

Au-delà de 0,99 mm, tous les matériaux montrent une décroissance, mais le Verre/Époxy et le Boron/Époxy restent supérieurs en termes de résistance.

- Très Grandes Épaisseurs (1,17 à 1,98 mm) :

Tous les matériaux montrent une décroissance continue, mais le Boron/Époxy maintient une résistance relativement meilleure que le Verre/Époxy et le Carbone/Époxy.

En conclusion le meilleur choix est **le carbon/ époxy**.

### 4.3 L'effet des dimensions geometriques du patch sur le facteur d'intensité de contrainte :

#### 4.3.1 l'effet de la variation de la langedu patch :

- Langedu 75 mm :

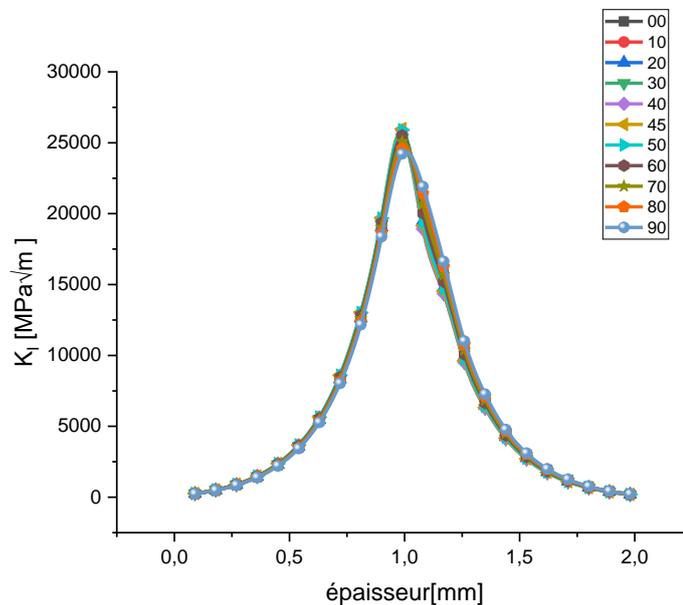


Figure III. 13: l'effet de la variation de la langedu 75mm du patch le FIC

Le graph fig III.13 montre la variation de FIC ( $K_I$ ) en fonction de l'épaisseur pour différents angles orientations. on observe que  $K_I$  augmente initialement avec l'épaisseur optimale, atteint un maximum, puis diminue. Cela suggère qu'il existe une épaisseur optimale à laquelle le matériau est le plus susceptible de résister aux contraintes avant la propagation de la fissure. Les courbes pour différentes orientations des fibres se superposent de manière significative, indiquant que l'orientation des fibres a un impact limité sur FIC pour ce matériau composite particulier.

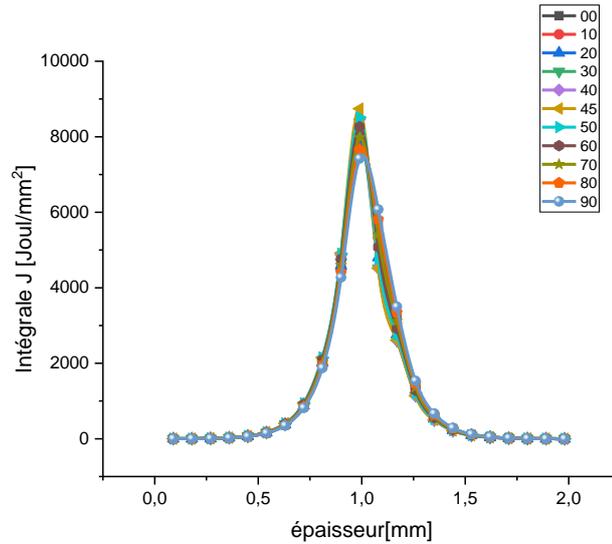


Figure III. 14: l'effet de la variation de la langleur a 75 mm du patch l'integral J.

Le graph fig III.14 montre la variation de FIC ( $K_I$ ) en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations . on observe que les courbes montrent une forme typique de cloche,avec un pic situé à environ 1 mm d'épaisseur et pour toutes les orientations . L'intégrale J augmente avec l'épaisseur , atteint un maximum (8000et 10000) et redescend . Les valeur d'integrale J très proches les unes des autres, indiquant que l'orientation des fibres a un effet négligeable sur la performance du composite pour les épaisseurs testées

- **Langueur 100mm :**

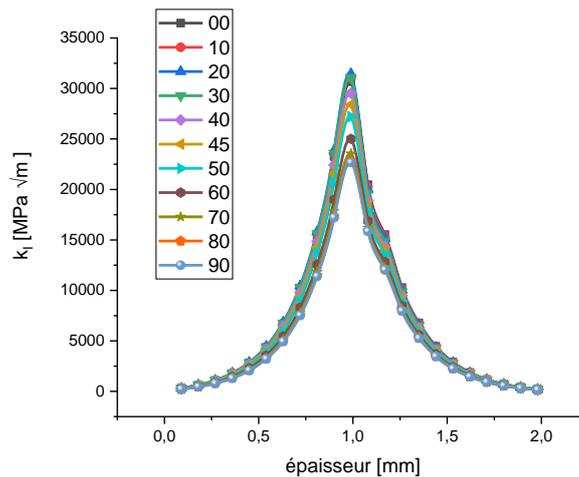


Figure III. 15: l'effet de la variation de la langleur a 100mm du patch le FIC.

Le graph fig III.15 montre la variation de FIC ( $K_I$ ) en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations . on observe une augmentation générale du FIC  $K_I$  avec l'épaisseur du matériau pour toutes les orientations de fibres, en raison de la capacité accrue d'un matériau plus épais à emmagasiner l'énergie mécanique avant de se rompre .

Les valeurs les plus élevées de  $K_I$  sont observées pour les orientations  $0^\circ$  et  $90^\circ$ , indiquant une résistance maximale à la fracture. L'orientation  $0^\circ$  offre la plus grande résistance avec une augmentation rapide de  $K_I$  en fonction de l'épaisseur, tandis que l'orientation  $90^\circ$  présente une résistance élevée mais inférieure à  $0^\circ$ , avec une augmentation plus lente de  $K_I$ . Les orientations intermédiaires  $0^\circ$  et  $90^\circ$ , montrant une résistance variable en fonction de l'angle des fibres.  $K_I$  est varié dans ce cas, reflétant une résistance dépendant de l'angle des fibres.

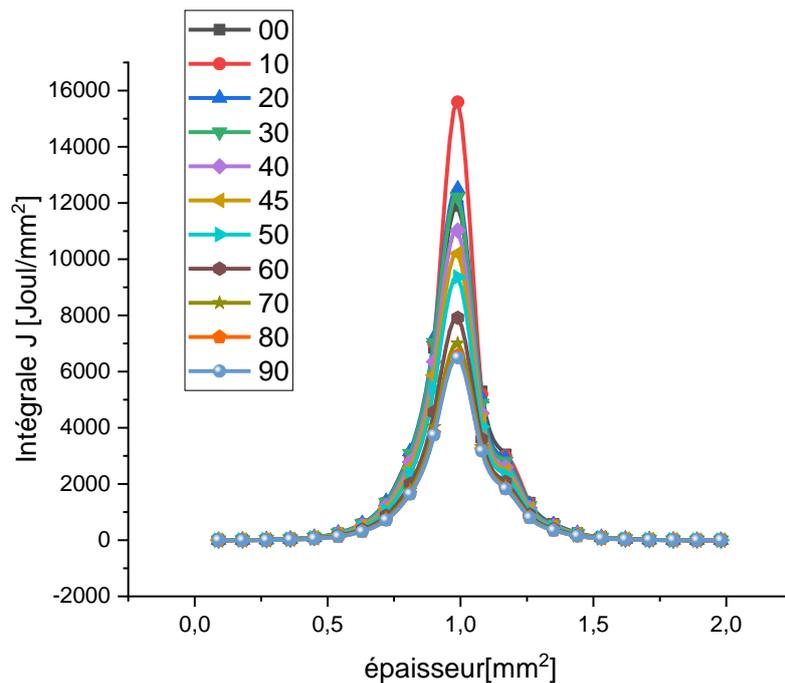


Figure III. 16 : l'effet de la variation de la longueur a 100 mm du patch l'integral J.

Le graph fig III.16 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur pour différents angles orientations. On commence par l'observation des pics, premierement toutes les courbes montrent que l'intégrale J atteint un maximum pour une épaisseur de 1 mm, deuxiemement les valeurs de l'intégrale J diminuent rapidement de part et d'autre de ce pic indiquant que l'épaisseur de 1 mm est critique pour cette mesure. Les variations entre les courbes suggèrent que les modifications des orientations expérimentales ont un effet mineur sur l'intégrale J, sauf pour la orientation 10 qui présente une valeur de pic légèrement plus élevée. Ce pic pourrait représenter une résonance ou un maximum d'absorption énergétique pour cette épaisseur.

- **Langueur 125 mm :**

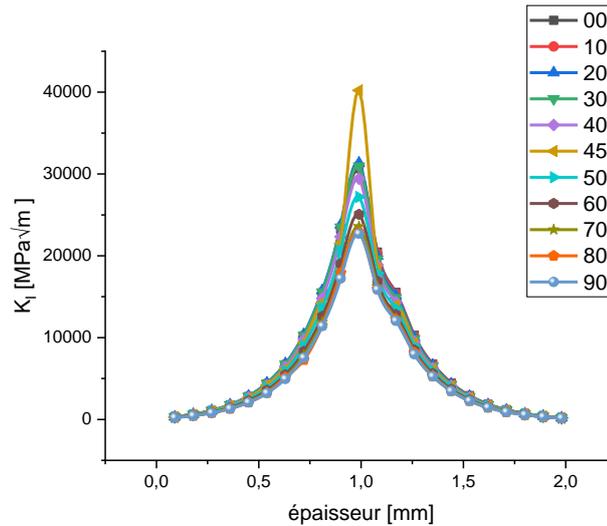


Figure III. 17 : l'effet de la variation de la lanneur a 125mm du patch le FIC.

Le graph fig III.17 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations . on comance par l'observation  $K_I$  augmente généralement avec l'épaisseur pour toutes les orientations de fibres. Les matériaux plus épais peuvent emmagasiner plus d'énergie avant de se rompre. Les valeurs les plus élevées de  $K_I$  sont observées pour les orientations  $0^\circ$  et  $90^\circ$  , indiquant une résistance maximale à la fracture. L'orientation  $0^\circ$  Offre la plus grande résistance avec une augmentation rapide de  $K_I$  en fonction de l'épaisseur ,tandis-que l'orientation  $90^\circ$  présente une résistance élevée mais inférieure à  $0^\circ$  , avec une augmentation plus lente de  $K_I$ . Les orientations intermédiaires  $0^\circ$  et  $90^\circ$  , montrant une résistance variable en fonctin de l'angle des fibres.  $K_I$  est varie dans cette cas , reflétant une résistance variable.

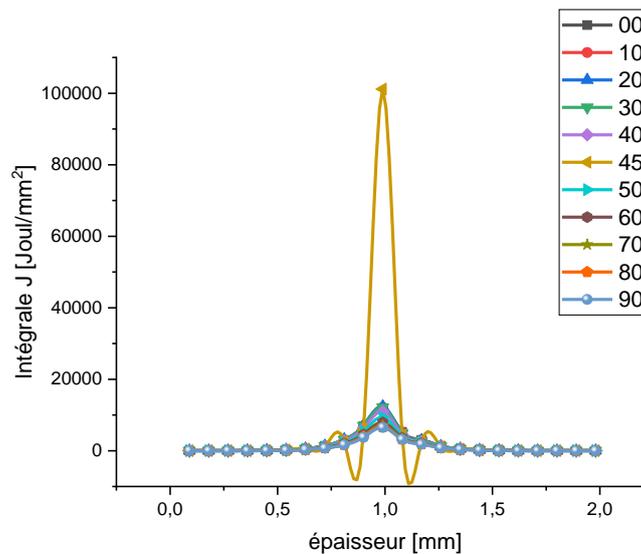


Figure III. 18: l'effet de la variation de la lanneur a 125mm du patch l'integral J.

Le graph fig III.18 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations. Un pic prononcé autour de 1.0 mm d'épaisseur est observé pour toutes les orientations, indiquant une épaisseur critique où J est maximal. Les orientations entre 30 et 50 degrés montrent des pics légèrement plus élevés, suggérant qu'elles maximisent J à cette épaisseur, tandis que les orientations de 00 et 90 degrés ont des pics plus bas. Ces résultats sont essentiels pour optimiser la conception des composites et améliorer leur performance structurelle.

- **Langueur 150 mm :**

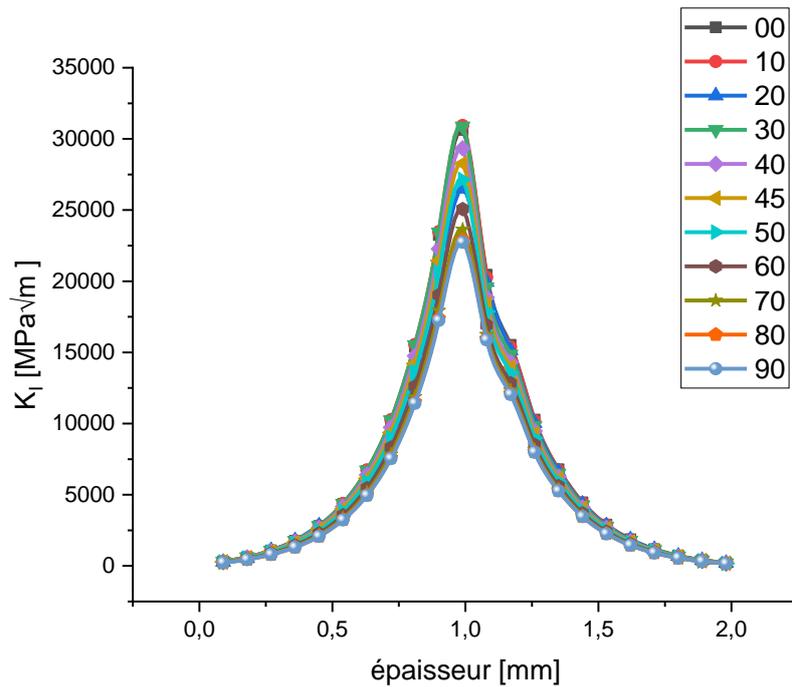


Figure III. 19: l'effet de la variation de la langueur a 150mm du patch le FIC.

Le graph fig III.19 montre la variation de FIC ( $K_I$ ) en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations. Un pic prononcé autour de 1.0 mm d'épaisseur est observé pour toutes les orientations, indiquant une épaisseur critique où  $K_I$  est maximal. Les orientations entre 30° et 50° montrent des pics légèrement plus élevés, suggérant qu'elles maximisent  $K_I$  à cette épaisseur, tandis que les orientations de 00° et 90° ont des pics plus bas. Ces résultats sont cruciaux pour optimiser la conception des composites et améliorer leur performance structurelle.

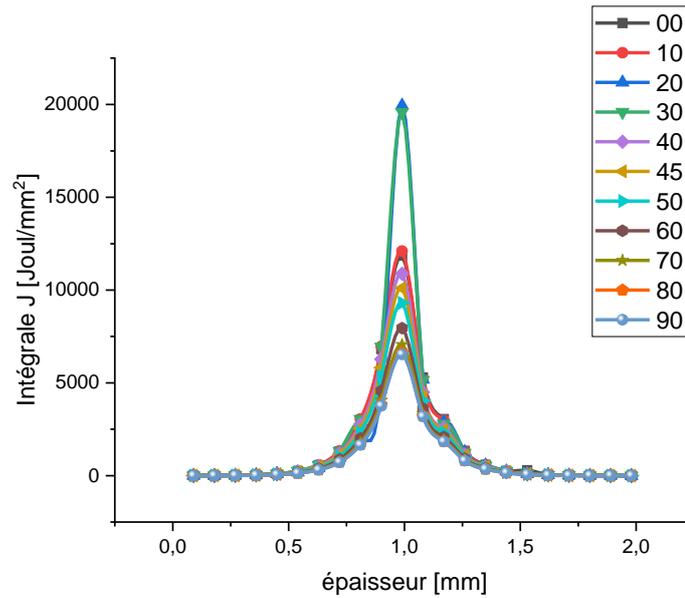


Figure III. 20: l'effet de la variation de la langleur a 150mm du patch l'integral J.

Le graph fig III.20 montre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur pour différent angles orientations .Un pic prononcé autour de 1.0 mm d'épaisseur est observé pour toutes les orientations, indiquant une épaisseur critique où J est maximal. Les orientations entre 30° et 50° de montrent des pics légèrement plus élevés, suggérant qu'elles maximisent J à cette épaisseur, tandis que les orientations de 00° et 90° ont des pics plus bas. Ces résultats sont essentiels pour optimiser la conception des composites et améliorer leur performance structurelle.

- **Langueur 175 mm :**

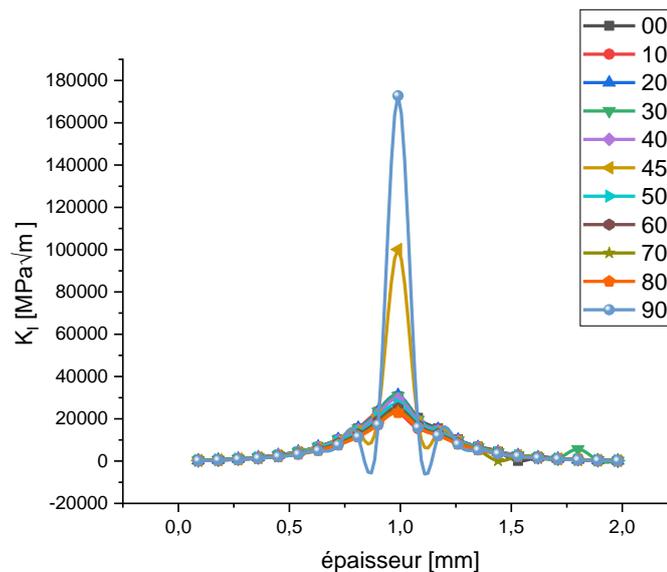


Figure III. 5: l'effet de la variation de la langleur a 175mm du patch le FIC.

Le graph fig III.21 montre l'évolution du Facteur d'Intensité de Contraintes (FIC) en fonction de l'épaisseur pour un composite carbone/époxy à diverses orientations de fibres ( $0^\circ$  à  $90^\circ$ ), pour un patch de 175 mm de largeur. Toutes les courbes présentent un pic prononcé autour de 1 mm d'épaisseur, l'orientation à  $90^\circ$  atteignant le maximum d'environ 160 000  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ . Les orientations proches de  $90^\circ$  montrent généralement des pics plus élevés. Le FIC est extrêmement sensible aux variations d'épaisseur près de 1 mm, avec des valeurs négatives observées pour certaines orientations juste avant et après le pic principal. Pour des épaisseurs inférieures à 0,5 mm ou supérieures à 1,5 mm, les valeurs convergent vers des niveaux bas, quelle que soit l'orientation. Ces résultats soulignent l'importance cruciale de l'épaisseur et de l'orientation des fibres sur la résistance à la propagation des fissures dans ce matériau, fournissant des informations précieuses pour optimiser la conception de structures composites en fonction des applications spécifiques.

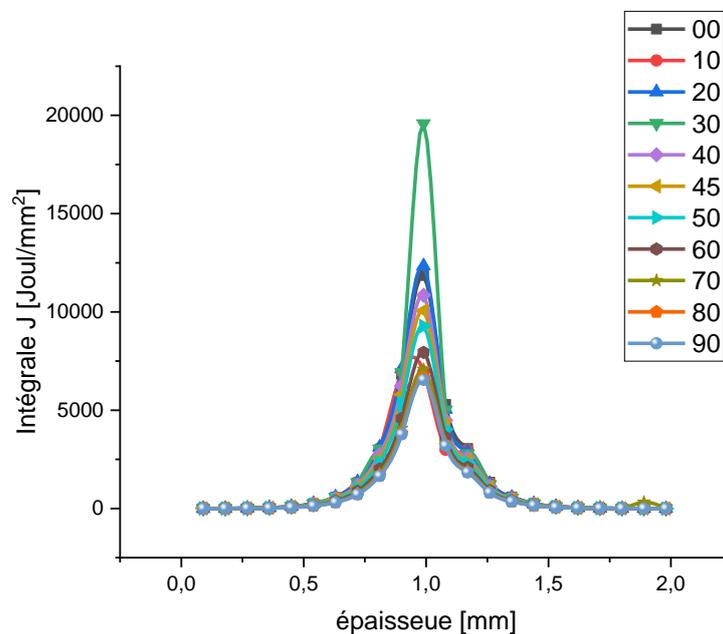


Figure III. 22: l'effet de la variation de la langedu patch à 175mm l'intégral J.

Le graph fig III.22 illustre la variation de l'intégrale J en fonction de l'épaisseur pour un composite carbone/époxy avec différentes orientations de fibres ( $0^\circ$  à  $90^\circ$ ). Toutes les courbes présentent un pic marqué autour de 1 mm d'épaisseur, l'orientation à  $30^\circ$  atteignant la valeur maximale d'environ 20 000  $\text{J/m}^2$ . Les autres orientations montrent des pics plus bas, entre 5 000 et 15 000  $\text{J/m}^2$ . L'intégrale J est très sensible à l'épaisseur près de 1 mm, diminuant rapidement de part et d'autre. Pour des épaisseurs inférieures à 0,5 mm ou supérieures à 1,5 mm, les valeurs convergent vers des niveaux bas, quelle que soit l'orientation des fibres. Cela suggère une épaisseur optimale d'environ 1 mm pour la résistance à la propagation des fissures dans ce matériau, l'orientation des fibres influençant significativement cette propriété. Ces données sont précieuses pour optimiser la conception des composites en termes d'épaisseur et d'orientation des fibres afin d'améliorer la ténacité à la rupture.

• **Langueur 200 mm :**

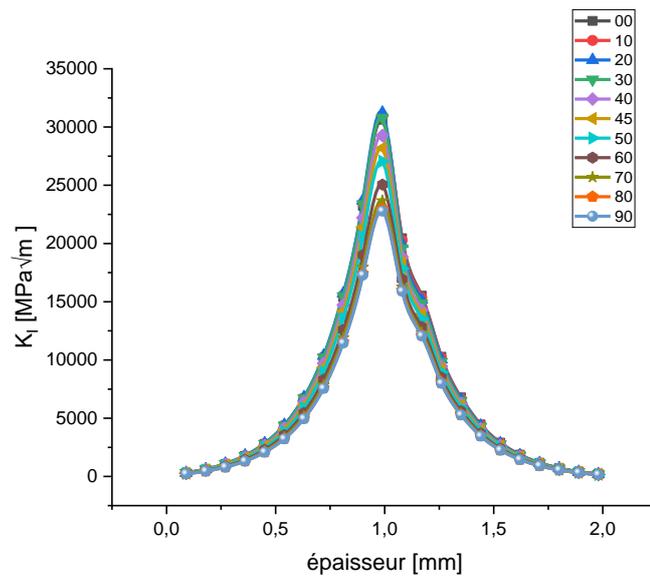


Figure III. 23: l'effet de la variation de la langueur a 200mm du patch le FIC.

Le graph fig III.23 montre la variation de FIC ( $K_I$ ) du fonction de l' épaisseur pour différent angle orientation . On observe un pic autour de 1 mm d'épaisseur, indépendamment de l'orientation des fibres, indiquant une épaisseur critique où le matériau est le plus susceptible aux contraintes. Avant et après cette épaisseur critique,  $K_I$  diminue, suggérant que le matériau est moins soumis à des concentrations de contraintes élevées dans ces régions. Les variations entre les courbes pour les différentes orientations des fibres sont faibles, ce qui indique que l'orientation des fibres a un effet modéré par rapport à l'épaisseur.

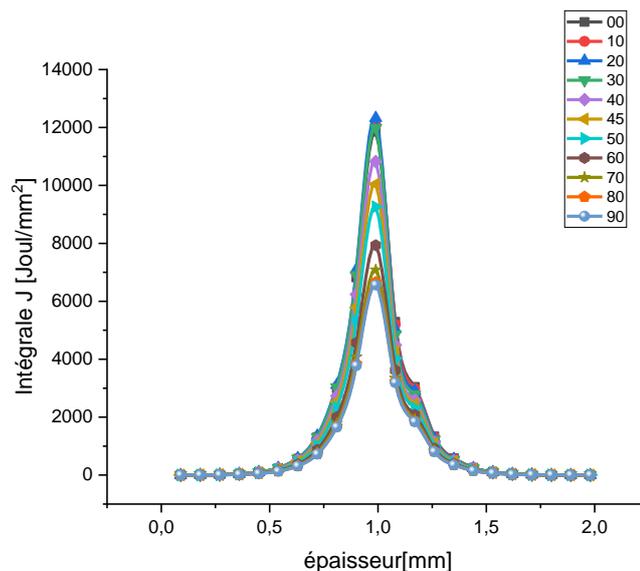


Figure III. 24: l'effet de la variation de la langueur a 200mm du patch l'integral J.

Le graph fig III.24 montre la variation de l'intégrale J du fonction de l'épaisseur pour différent angle orientation . on comance par La présence d'un pic indique une épaisseur spécifique (autour de 1 mm) où le matériau composite subit les contraintes les plus élevées. Cela pourrait être un point critique pour la conception et l'utilisation de ce matériau, nécessitant une attention particulière lors de l'ingénierie des composants pour éviter la défaillance structurelle. Et ensuite on a vu que l'orientation des fibres affecte l'intégrale J, son effet est secondaire par rapport à l'effet de l'épaisseur. Cependant, des variations mineures peuvent encore être importantes dans des applications spécifiques où des performances optimales sont requises.

### 4.3.2 l'effet de la variation de la largeur du patch :

- **Largeur 65 mm :**

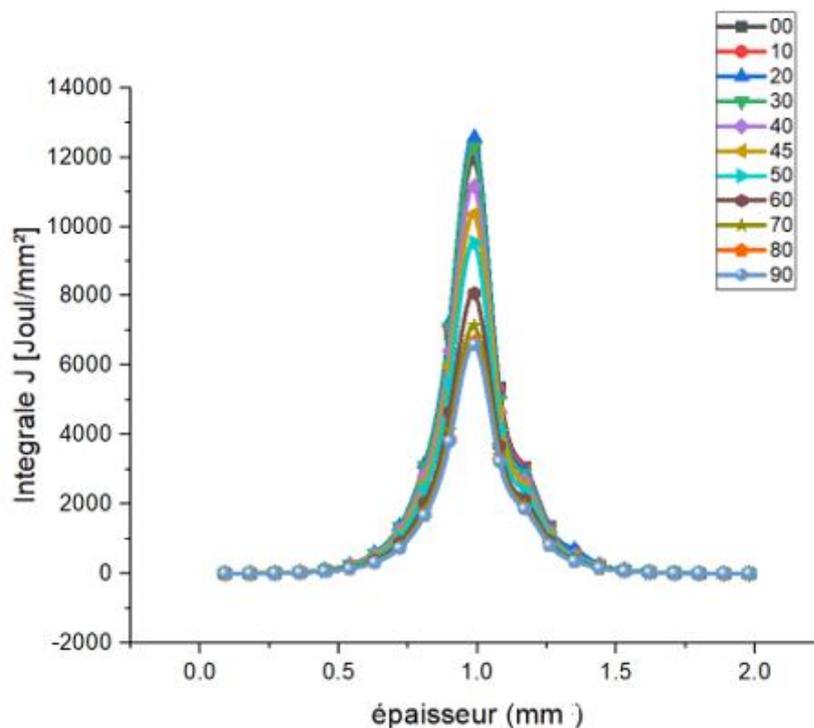


Figure III. 25: l'effet de la variation de la largeur 65 mm de patch l'intégral J.

Le graph fig III.25 montre l'intégrale J en fonction de l'épaisseur (paire) pour un composite carbone/époxy sous différentes orientations de fibres. Un pic proéminent est observé légèrement au-dessus d'une épaisseur de 1,0 pour toutes les orientations, indiquant une épaisseur critique où J est maximisé. Les orientations autour de 40 à 50 degrés présentent des pics légèrement plus élevés, ce qui suggère que ces orientations améliorent Valeurs J à l'épaisseur critique. A l'inverse, 00 et 90 degrés affichent des pics plus bas. Aux faibles épaisseurs, Les valeurs J sont proches de zéro, alors qu'elles se stabilisent à mesure que l'épaisseur augmente au-delà du pic. Ces informations sont cruciales pour optimiser la conception des matériaux composites en vue de performances spécifiques et de résilience structurelle.

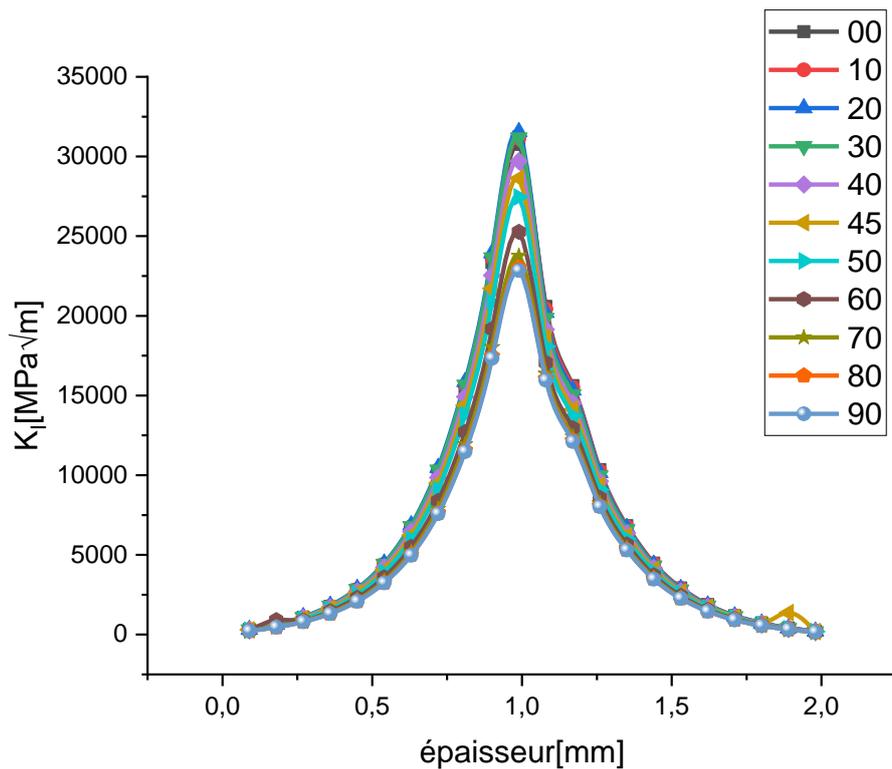


Figure III. 26: l'effet de la variation de la largeur 65 mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K)

Le graph fig III.26 montre comment le facteur d'intensité de contrainte ( $K_I$ ) varie en fonction de l'épaisseur dans un composite carbone/époxy pour différentes orientations de fibres. Toutes les courbes culminent brusquement autour d'une épaisseur de 1,0, indiquant des valeurs  $K_I$  maximales. L'orientation des fibres affecte de manière significative  $K_I$ , les orientations 30 à 40° produisant généralement les valeurs maximales les plus élevées, tandis que l'orientation 0° présente les valeurs les plus faibles.  $K_I$  augmente rapidement de 0,5 à 1,0 d'épaisseur, puis diminue rapidement jusqu'à environ 1,5 d'épaisseur, avant de se stabiliser à de faibles niveaux. Cela suggère que l'épaisseur du composite et l'orientation des fibres ont un impact critique sur la résistance à la propagation des fissures, avec une épaisseur critique d'environ 1,0 là où le matériau est le plus susceptible de se fissurer.

- **Largeur 80 mm :**

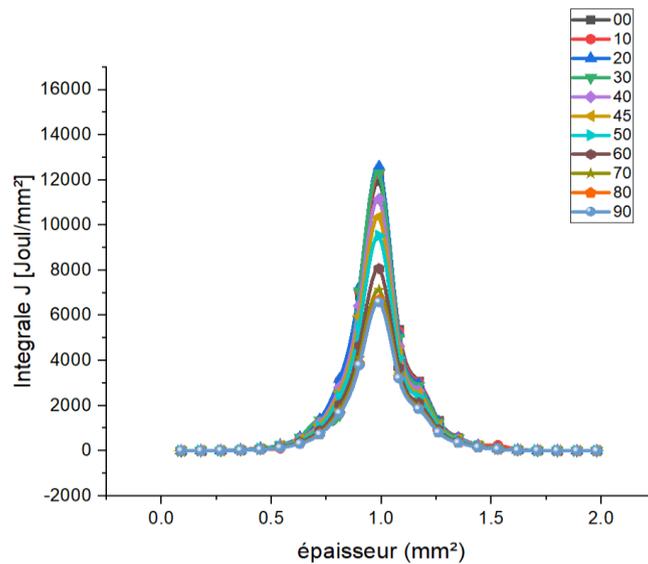


Figure III. 27 l'effet de la variation de la largeur 80 mm de patch l'entigral J.

Le graph fig III.27 montre l'évolution de l'intégrale J (en Joules/mm<sup>2</sup>) en fonction de l'épaisseur (en mm<sup>2</sup>) pour un composite carbone/époxy avec différentes orientations de fibres. Toutes les courbes présentent un pic prononcé autour d'une épaisseur de 1,0 mm<sup>2</sup>, indiquant une valeur maximale de J à ce point. L'orientation des fibres influence significativement la valeur de J, les orientations autour de 30° à 40° produisant généralement les valeurs les plus élevées au pic, tandis que les orientations 0° et 90° montrent des valeurs plus faibles. Les valeurs de J augmentent rapidement de 0,5 à 1,0 mm<sup>2</sup> d'épaisseur, puis diminuent rapidement jusqu'à environ 1,5 mm<sup>2</sup>, avant de se stabiliser à des niveaux bas. Ces résultats suggèrent que l'épaisseur du composite et l'orientation des fibres ont un impact crucial sur la résistance à la propagation des fissures, avec une épaisseur critique autour de 1,0 mm<sup>2</sup> où le matériau est le plus susceptible à la fissuration.

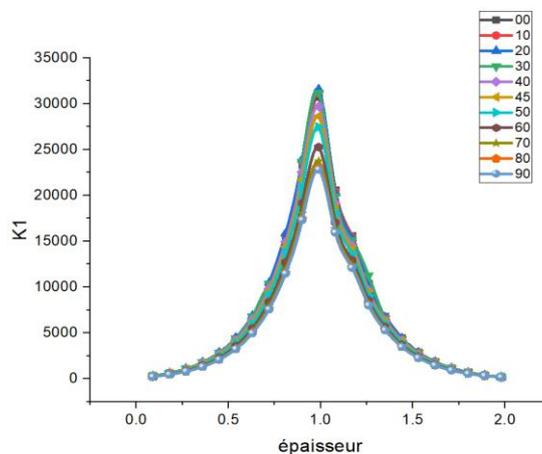


Figure III. 28 l'effet de la variation de la largeur 80mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K).

Le graph fig III.28 montre le Facteur d'Intensité de Contraintes (K) en fonction de l'épaisseur pour un matériau composite carbone/époxy, avec différentes orientations des fibres. On observe un pic prononcé autour d'une épaisseur légèrement supérieure à 1.0 pour toutes les orientations, indiquant une épaisseur critique où KKK atteint son maximum. Les orientations autour de 40-50 degrés présentent des pics légèrement plus élevés, ce qui suggère que ces orientations maximisent les valeurs de KKK à l'épaisseur critique. En revanche, les orientations de 00 et 90 degrés montrent des pics plus bas. À faible épaisseur, les valeurs de KKK sont proches de zéro pour toutes les orientations, tandis qu'elles se stabilisent au-delà du pic. Ces résultats sont essentiels pour optimiser la conception des matériaux composites en vue d'améliorer la performance et la résilience structurelle.

- **Largeur 90 mm :**

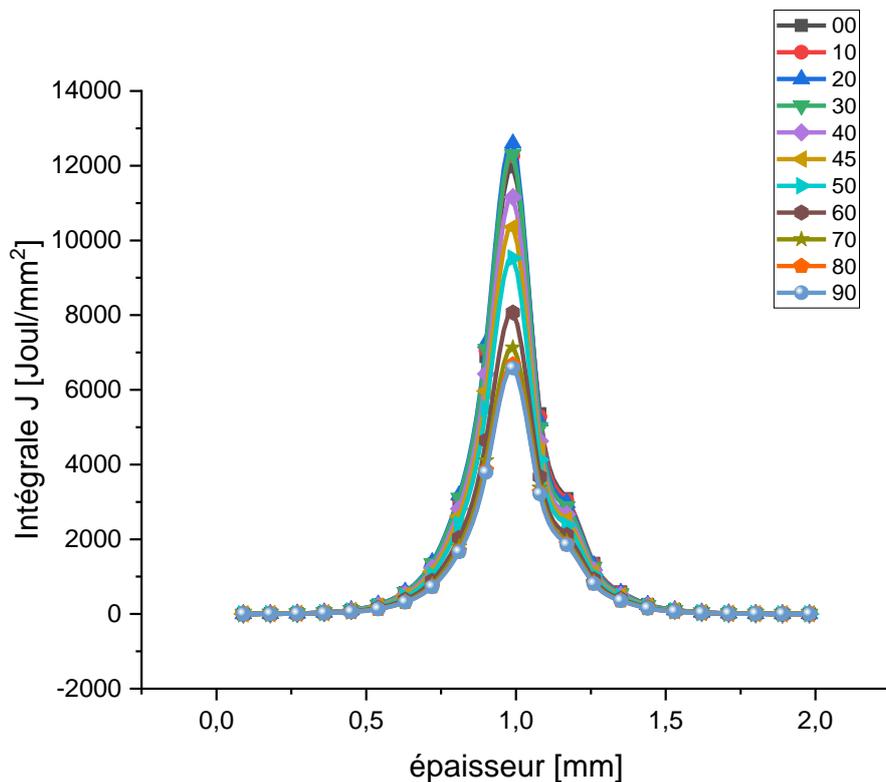


Figure III. 29: l'effet de la variation de la largeur 90 mm de patch l'entégrale J.

Le graph fig III.29 montre l'évolution de l'intégrale J (ténacité à la rupture) en fonction de l'épaisseur pour un composite carbone/époxy, pour différentes orientations de fibres (0° à 90°). Les courbes présentent un pic prononcé vers 1 mm d'épaisseur, indiquant une valeur critique où la résistance à la propagation des fissures est maximale. Les

orientations proches de  $0^\circ$  montrent généralement une meilleure ténacité. Ces résultats sont cruciaux pour optimiser la conception de structures composites, en choisissant l'orientation des fibres et l'épaisseur appropriées pour maximiser la résistance à la rupture.

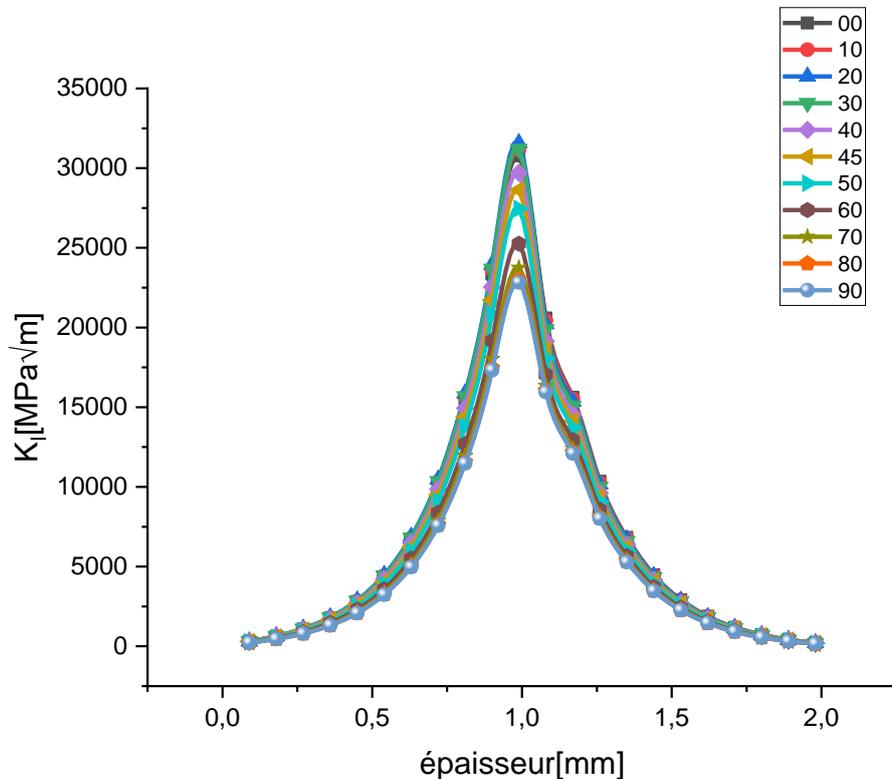


Figure III. 6: l'effet de la variation de la largeur 90 mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K)

Le graph fig III.30 illustre la variation du facteur d'intensité de contrainte (K) en fonction de l'épaisseur pour un matériau composite carbone/époxy selon différentes orientations des fibres (de  $0^\circ$  à  $90^\circ$ ). Toutes les courbes présentent une forme similaire avec un pic prononcé autour d'une épaisseur de 1,0, mais la valeur maximale de K et la forme exacte de la courbe varient en fonction de l'orientation des fibres. Les valeurs maximales de K varient de 25000 à 32000, avec des orientations autour de  $30^\circ$  à  $40^\circ$  offrant les pics les plus élevés. Le graphique montre que l'épaisseur et l'orientation des fibres influencent considérablement la résistance à la propagation des fissures du matériau, K étant très sensible aux variations d'épaisseur autour de 1,0. À des épaisseurs très faibles ( $<0,5$ ) et élevées ( $>1,5$ ), les valeurs de K convergent indépendamment de l'orientation. Ces données peuvent orienter la conception optimale des structures composites pour des applications spécifiques.

- **Largeur 100 mm :**

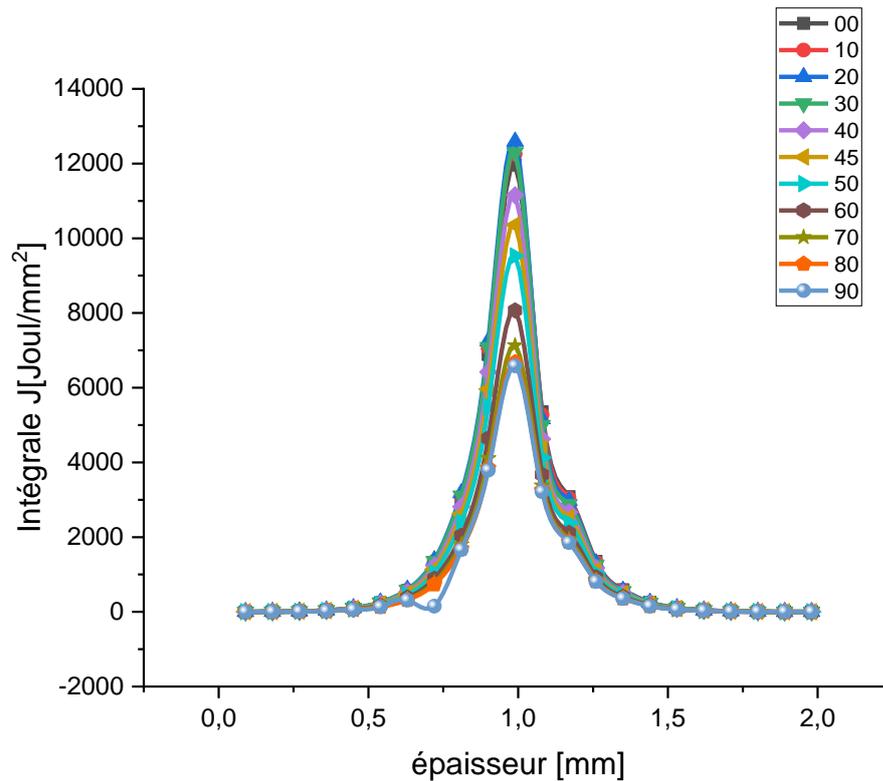


Figure III.31: l'effet de la variation de la largeur 100 mm de patch l'intégral J.

Le graph fig III.31 montre l'évolution de l'intégrale J (ténacité à la rupture) en fonction de l'épaisseur pour un composite carbone/époxy, pour différentes orientations de fibres (0° à 90°). On observe que toutes les courbes montrent un pic autour de 1 mm d'épaisseur. Cela signifie qu'il y a un point critique ou optimal à cette épaisseur où l'intégrale J atteint son maximum. Ils sont presque symétriques par rapport à ce point central (1 mm), indiquant peut-être un comportement homogène ou symétrique du matériau ou du système étudié autour de cette épaisseur. Les valeurs de J augmentent progressivement en approchant 1 mm d'épaisseur, puis diminuent rapidement après le pic.

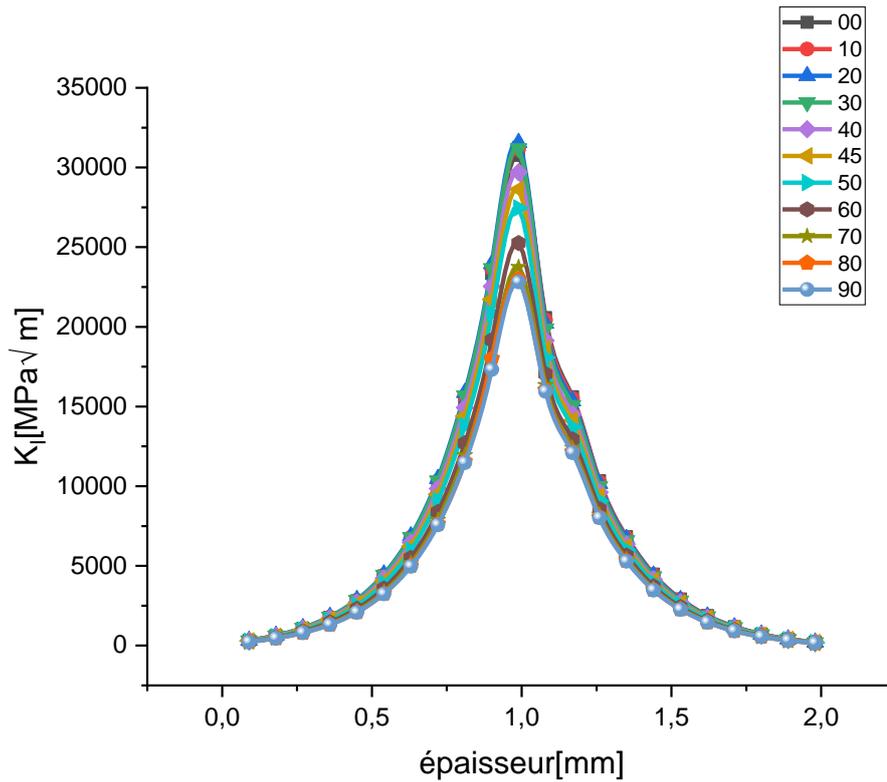


Figure III.32: l'effet de la variation de la largeur 100 mm de patch Facteur d'Intensité de Contraintes (K).

Le graph fig III.32 illustre la variation du facteur d'intensité de contrainte (K) en fonction de l'épaisseur pour un matériau composite carbone/époxy selon différentes orientations des fibres (de  $0^\circ$  à  $90^\circ$ ). On observe que Toutes les courbes montrent un pic autour de 1 mm d'épaisseur. Cela signifie qu'il y a un point critique ou optimal à cette épaisseur où K atteint son maximum. Les valeurs de K augmentent progressivement en approchant 1 mm d'épaisseur, puis diminuent rapidement après le pic. Ils sont presque symétriques par rapport à ce point central (1 mm), indiquant peut-être un comportement homogène ou symétrique du matériau ou du système étudié autour de cette épaisseur.

#### 4.4 La variation de l'intégral J par apport au temps :

- Longueur 50mm x 50mm :

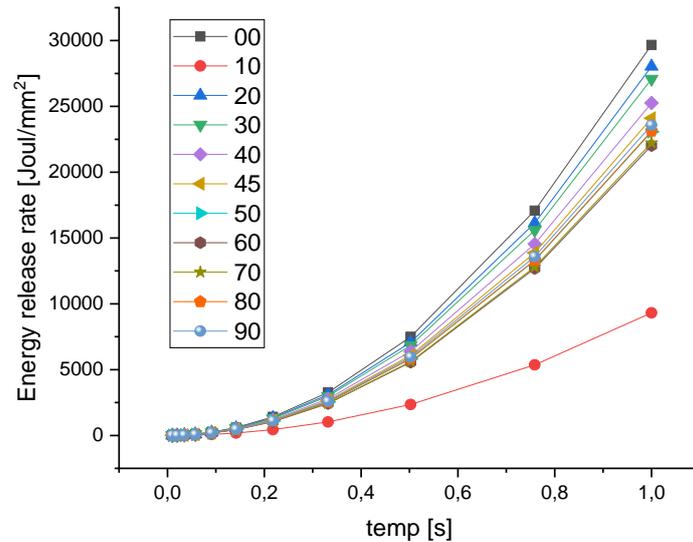


Figure III. 33 : variation de l'integral J pour le materiau carbon/ epoxy.

Le graph fig. III.33 montre la variation d'Énergie G fonction du temps pour différent angle orientation. On observe premièrement que le taux d'énergie augment avec le temps toutes les orientations des fibres, et cette augmentation est non linéaire, avec une croissance accélérée après un certain point. Deuxièmes les courbes représentant les orientations 00°, 20°, 30°, 40°, 45°, 50°, 60°, 70°, 80°, et 90° montrent une tendance similaire avec des valeurs de taux de libération d'énergie très proches. Tendis que la courbe pour 10° est significativement inférieure, indiquant que cette orientation est la plus résistante à la libération d'énergie dans ce contexte spécifique.

- **Longueur 150mm x 50mm**

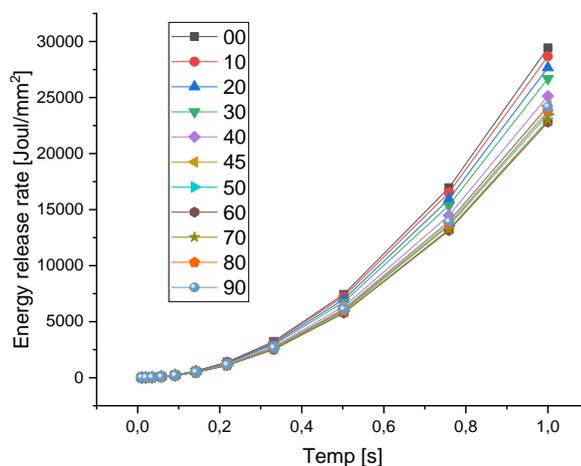


Figure III. 34: l'effet de la variation de la lanneur a 150mm du patch l'integral J.

Le graph fig. III.34 montre la variation d'Énergie G en fonction du temps pour différent angle orientation. On commence par le taux de libération d'énergie d'une seule fibre varie en fonction de l'orientation de la fibre. La courbe la plus élevée correspond à une orientation de 0 degrés, ce qui signifie que la fibre est alignée avec la direction de la force appliquée. La courbe la plus basse correspond à une orientation de 90 degrés, ce qui signifie que la fibre est perpendiculaire à la direction de la force appliquée.

- **Largeur 50mm x80mm**

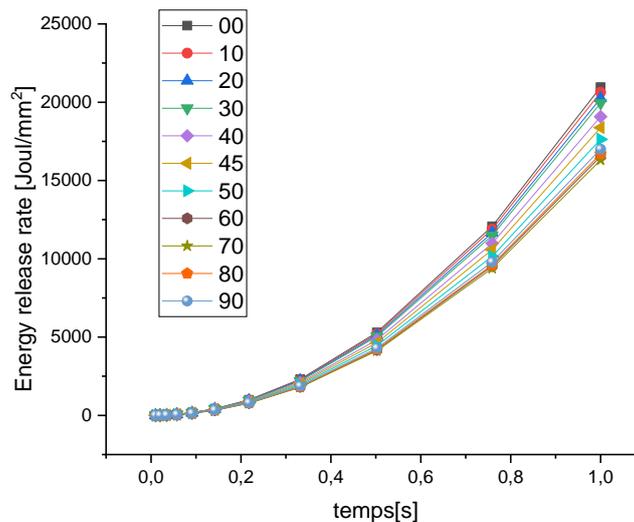


Figure III. 7 : l'effet de la variation de la largeur 80mm du patch l'intégrale J.

Le graph fig. III.35 montre la variation d'Énergie G en fonction du temps pour différent angle orientation. On observe une corrélation directe entre l'orientation de la fibre et son taux de libération d'énergie. La courbe la plus élevée correspond à une orientation de 0 degré, indiquant un alignement parfait de la fibre avec la force appliquée. Dans cette configuration, la force se répartit uniformément sur la fibre, maximisant sa résistance et minimisant sa rupture.

### 4.5 Le meilleur patch :

A fin de choisir le patch idéal pour cette plaque fissurée et améliorer sa réparation on a comparé entre différents dimensionnements variant de longueur et largeur et on a choisi la dimension à travers laquelle le facteur d'intensité de contrainte et l'intégrale J se sont stabilisés devant des valeurs identiques pour la longueur (fig III 17 ; III 18) et pour la largeur (fig III 25 ; III 26) on peut constater que des patch couvrant 75% et plus de la surface de la plaque endommagée sont les plus favorables.

### 5-comparaison générale entre une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch composite :

Voici une comparaison générale entre une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch composite :

Le facteur d'intensité de contrainte en mode I (KI) est beaucoup plus faible pour la plaque réparée par patch composite que pour la plaque non réparée. Cette diminution significative de KI est due à la rigidité supplémentaire apportée par le patch composite, qui absorbe une grande partie des contraintes subies par la plaque fissurée.

La longueur du patch a aussi un impact. Augmenter la surface de recouvrement permet d'accroître la transition des contraintes de la plaque vers le patch. Cependant, il existe une longueur optimale au-delà de laquelle le gain devient marginal, seules les extrémités du patch travaillant réellement.

Les propriétés mécaniques de la plaque en aluminium sont peu affectées par la présence du patch. Le module d'Young reste compris entre 71,2 et 70,74 GPa et la contrainte à rupture entre 155,78 et 159 MPa.

En résumé, la réparation par patch composite permet de réduire drastiquement le facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure, améliorant ainsi la résistance à la fissuration de la plaque. Cependant, les paramètres géométriques de l'assemblage, en particulier l'épaisseur du joint adhésif et la longueur du patch, doivent être optimisés pour maximiser l'efficacité de la réparation

L'étude menée a permis d'analyser l'influence des propriétés des matériaux sur les modes de rupture calculés pour une plaque d'aluminium fissurée réparée par collage d'un patch composite.

La qualité du matériau du patch et ses dimensions jouent un rôle essentiel sur la distribution des contraintes au voisinage et en pointe de fissure.

La présence du patch réduit significativement les concentrations de contraintes, ce qui peut retarder l'amorçage de fissure et augmenter la durée de vie de la structure. Le facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure est inversement proportionnel à la rigidité et aux caractéristiques géométriques du patch.

Le choix des dimensions du patch est un moyen efficace d'améliorer la performance de la réparation. Le positionnement du patch joue aussi un rôle important, les patches centrés sur la fissure étant plus efficaces que les patches décentrés.

L'orientation des fibres du composite influe également. Une orientation perpendiculaire à la fissure permet une réduction plus importante du facteur d'intensité de contrainte qu'une orientation parallèle. Sur la base des résultats, il est recommandé d'utiliser un patch carbone/époxy de 150 mm de long et 80 mm de large, avec les fibres perpendiculaires à la fissure, pour réparer la plaque d'aluminium fissurée.

Cette configuration optimisée permet de réduire efficacement le facteur d'intensité de contrainte et d'améliorer la résistance à la propagation de fissure des structures réparées.

En conclusion, l'optimisation des paramètres géométriques et de l'orientation des fibres du patch composite est essentielle pour obtenir une réparation efficace, en réduisant le facteur d'intensité de contrainte et en améliorant la résistance à la rupture. Les défauts, en particulier les fissures, jouent un rôle important dans la rupture des matériaux. Ils induisent des concentrations de contraintes locales qui peuvent mener à une propagation soudaine et instable des fissures au-delà d'une certaine taille critique.

La propagation des fissures dépend de l'interaction entre les défauts, de leur orientation et de leur taille. Seules les fissures les plus grandes continuent de se propager, les autres étant écartées. En mécanique de la rupture, le choix du concept varie selon le comportement physique du matériau. Pour les matériaux fragiles comme le verre, la rupture se produit par clivage avec peu de déformation plastique. Pour les matériaux ductiles comme les métaux, la rupture s'accompagne d'une déformation plastique importante en pointe de fissure.

- [1] : Younès BENARIOUA, « support de cours Mécanique de la Rupture » Master en mécanique, Université Mohamed BOUDIAF – M'Sila Faculté de Technologie Département Génie Mécanique, 2019/2020.
- [2] : Juan-Antonio RUIZ-SABARIEGO : « Principes importants de la mécanique de la rupture » Technique de l'ingénieur L'expertise technique et scientifique de référence BM5060 v1, 10 avr. 2014.
- [3] : BAGHDADI Mohammed « Analyse paramétrique de la réparation par patch composites » Université Djillali Liabes - Sidi Bel Abbès Faculté de Technologie département de génie mécanique, 2020/2021.
- [4] : Dr DJEBLOUN Youcef Etude Bibliographique : « Mécanique linéaire élastique de la rupture » (Biskra).
- [5] : J.Benard, A. Michel, J.Philibert, and J.Talbot. « Métallurgie générale». Masson, 1984.2eédition
- [6] : Bekkar Baghdad, «Etat de l'art sur le comportement en fissuration par fatigue des alliages d'aluminium a durcissement structural». Université Aboubekr Tlemcen, (Algérie), 2014
- [7] : <https://www.keyence.fr/ss/products/microscope/vhx-casestudy/automobile/fracture-surface.jsp>
- [8] : G.R. Irwin, «Analysis of stresses and strains near the end of crack traversing a plate», Journal of Applied Mechanics, vol. 24, 1957, pp. 361-364.
- [9] : Mémoire Pour l'obtention du grade de Docteur es-Science de l'Université des sciences et de la technologie Mohamed Boudiaf (Oran), «Réhabilitation et Renforcement des Canalisations sous pression en présence des défauts de surfaces » (Usto).
- [10] : Dr Abderrahim ZEGHLOUL cour «concepts fondamentaux de la mécanique de la rupture», université de lorraine.
- [11] : A.A. Griffith, «The phenomena of rupture and flow in solids. Philosophical Transactions of the Royal Society», Vol. A221, 1920, pp. 163-198.
- [12] : G.R. Irwin, «Analysis of stresses and strains near the end of crack traversing a plate», Journal of Applied Mechanics, vol. 24, 1957, pp. 361-364.
- [13] : A.A. Wells. « Unstable crack propagation in métaux: cleavage and fast fracture, cranfield crack propagation symposium, vol.1, pp.210-230, 1961.
- [14] : Westergaad H.M. (1939). «Bearing pressures and cracks, Trans.ASME», Journal. Appl. Mech,
- [15] : Zaghlole. 2004. « Concepts Fondamentaux De La Mécanique de La Rupture », Université de Metz.

- [16] : S. MEDJDOUB. «Comportement en rupture des pipelines sous pression interne réparés par des matériaux composites», Thèse de Doctorat GM. Université Djillali Liabes Sidi Bel Abbes 2019.
- [17] : A. ABTI, «Modelisation et simulation dune fissure dans un pipeline metallique avec reparation par patch en composite», Master Genie Mecanique, Université Saad Dahleb-Blida 1, 2019.
- [18] : G.R Irwin Fracture, « In: Flugge S, editor, Handbuch der Physik», vol. 6, Berlin: Springer, p 1, 1958.
- [19] : J.E. Rice. «A path independent integral and the approximate analysis of strain Concentrations by notches and cracks, Journal of Applied Mechanics», vol. 35, 1968, pp. 379-386.
- [20] : C.F. Shih. « Relationship between the J integral and the crack opening displacement for stationary and extending cracks. Journal of the Mechanics and physics of solids», vol. 29, pp, 305-326,198.1.
- [21] : J.N. Robinson et A.S. «Tetelman. Measurement of KIC on small specimens using critical crack tip opening displacement fracture toughness and slow stable cracking», ASTMSTP 595, pp, 139-158, 1974.
- [22] : D. Brock. « Correlation between stretched zone size and fracture toughness. Engineering Fracture Mechanics», vol 6, pp. 173-181, 1974.
- [23] : Jean-M Berthelot « mécanique et analyse des structure »5<sup>e</sup>édition 2012 Lavoisier Paris IBBN : 978-2-7430-14507
- [24] : A. BOUDENNE, «Etude expérimentale et théorique des propriétés thermo physiques d'matériaux composites à matrice polymère, »Université PARIS XII, 2003.
- [25] : CARMA « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006.
- [26] : L. Berreur, B. d. Maillard, and S. Nösperger, "L'industrie française des matériaux
- [27] : JoelCugnoni, « Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites », Thèse, Ecole Polytechnique fédérale de Lausanne, 2005
- [28] : Jean-Marie Berthelot, « Mécanique des Matériaux et Structures Composites », Institut Supérieur des Matériaux Le Mans, France
- [29] : ZEGHIB N, « Contribution à l'étude du comportement d'un matériau composite à base de fibres de carbone pour la réalisation de prothèses orthopédiques (ONAPH Annaba) », UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA, 2019.
- [30] : CARMA « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006

- [31] : A.V. NGUYEN, «Matériaux composites à renfort végétal pour l'amélioration des performances des systèmes robotique », thèse de doctorat, université ne blaise pas calclermontII,2015.
- [32] : A. Baltach, "Contribution à l'étude des fissures de fatigue réparées par patch en composite, » 2017.
- [33] : Papanikos, P.,Tserpes, K.I. , Pantelakis, Sp. «Initiation and progression of composite patch debonding in adhesively repaired cracked metallic sheets». Compos.Struct., 2007:81, 303-311.
- [34] : Kumar Mahadesh A, S.A. Hakeem. «Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet».Compos.Struct 2000; 49:285-292
- [35] : A. C. Okafor, N. Singh, U.E. Enemuoh, S.V. Rao. «Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminium aircraft panels». Composite Structures 71 (2005) 258-270
- [36] : CARMA « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006.
- [37] : S. Naboulsi, S. Mall. « Modelling of cracked metallic structure with bonded composite patch using the three layer technique». Composite Structures 35 (1996) 295-308
- [38] : Pengcheng CHENG, « Etude et optimisation de la réparation des composites Stratifiés par collage des patchs externes », université de bourgogne, thèse de doctorat (2010)
- [39] : G. Savage, M. Oxley. «Repair of composite structures on Formula 1 race cars. Engineering Failure Analysis».
- [40] : Pengcheng CHENG, «Etude et optimisation de la réparation des composites Stratifiés par collagedes patchs externes, université de bourgogne», thèse de doctorat (2010)
- [41] : J. Yao, J.G. Teng, J.F. «Chen. Experimental study on FRP-to-concrete bonded joints». Composites: Part B 36 (2005) 99-113 93
- [42] : MELAH Salah Eddine, « Etude numérique de l'effet de la forme du patch sur la durée de vie des structures réparées en composite », Université Ibn Khaldoun de Tiaret, Faculté des Sciences Appliquées, Département de Génie Mécanique,2021
- [43] : Antoine Deheeger. «Etude des effets thermiques dans des joints collés. Application à des structures renforcées par patchs composites ». These de doctorat. Université Blaise Pascal - Clermont II. France
- [44] : AA. Baker and R. Jones. «Bonded repairs of aircraft structures». Martinus Nijho\_ Publishers, 1988.

- [45] : A. Baker, «Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure, »*Compos. Struct. Elsevier*, 47 (1999) 431-443.
- [46] : G. Tsai and S. Shen, «Fatigue analysis of cracked thick aluminum plate bonded with composite patches, » *Compos. Struct.*, 64 (2004) 79-90.
- [47] : I. Grabovac, «Bonded composite solution to ship reinforcement, »*Compos. Part A Appl. Sci.*, 34 (2003) 847-854.
- [48] : I. Grabovac and D. Whittaker, «Application of bonded composites in the repair of ships structures—A 15-year service experience, »*Compos. Part A Appl. Sci. Elsevier*.40 (2009) 1381-1398. 74
- [49] : D. McGeorge, A. T. Echtermeyer, K. H. Leong, B. Melve, M. Robinson, and K. P. Fischer, «Repair of floating offshore units using bonded fibre composite materials, »*Compos. Part A Elsevier*,40 (2009) 1364-1380.
- [50] : Grabovac, I., R. A. Bartholomeusz, and A. A. Baker. "Composite Reinforcement of a Ship Super structure-Project Overview". *Composites*, 24: 501-509, (Number 6, 1993).
- [51] : Boussoula Abderrafik, Boucham Belhadj, Abbas Soufiane, Tounsi Abdelouahed « L'effet Des Propriétés Géométriques Du Patch En Composite Sur La Qualité De Réparation » (University of Sidi-Bel-Abbes ) December 2018
- [52] : Hadja Imane Beloufa, Djamel Ouinas « Effet de la géométrie du patch sur le facteur de la réduction FIC en Mode I et en mode mixte d'une fissure tridimensionnelle » 24 Nov 2021
- [53] : Krishna Konda, Jens Schuster, Yousuf Pasha Shaik « Enhancing Stress Intensity Factor Reduction in Cracks Originating from a Circular Hole in a Rectangular Plate under Uniaxial Stress through Piezoelectric Actuation » ( Department of Applied Logistics and Polymer Sciences, University of Applied Sciences Kaiserslautern, Institute for Plastics Engineering West Pfalz (IKW), Pirmasens, Germany. )
- [54] : Abuzaid, Ahmed; Meftah Hrairi; Mohd Sultan Ibrahim Bin Shaik Dawood « Evaluating the Reduction of Stress Intensity Factor in Center-Cracked Plates Using Piezoelectric Actuators » (Scholarly Journal) Jun 2018
- [55] : A.A. Baker, L.R.F. Rose, R. Jones, « Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure». Elsevier Publications, 2002.
- [56] : Jean-Baptiste LEBLOND. « Mécanique de la rupture fragile et ductile ». LAVOISIER, 2003.
- [57] : Seo D C & Lee J J, «Stress intensity factor estimation of repaired aluminum plate with bonded composite patch by combined genetic algorithms and FEM under temperature effects»(Article in Indian Journal of Engineering and Materials Sciences), March 2012

- [58]: Payne, A.O. «The fatigue of aircraft structures». (Aeronautical Research Laboratories, Melbourne 3001, Australia), Received 15 July 1975, Available online 27 February 2003..
- [59]: Belhouari, M.; Bouiadjra, B.A.B.; Megueni, A.; Kaddouri, K. « Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: A numerical analysis» (LECM, Department of Mechanical Engineering, University of Sidi Bel Abbes, BP 89, Cité Ben M'hidi, Sidi Bel Abbes 22000, Algeria), 3 December 2003.
- [60]: Hart, D.C.; Bruck, H.A «Characterization and Modeling of Low Modulus Composite Patched Aluminum Center Crack Tension Specimen Using DIC Surface Displacements» (In Fracture, Fatigue, Failure and Damage Evolution; Springer: Cham, Switzerland, Volume 6, pp. 31–43),2018
- [61]: Ouinas, D.; Bouiadjra, B.; Serier, B «The effects of disbonds on the stress intensity factor of aluminium panels repaired using composite materials» ( Department of Mechanical Engineering, University of Mostaganem, 27000, Algeria), April 2007.
- [62]: Ouinas D, Bachir Bouiadjra B, Himouri S, et al «Progressive edge cracked aluminium plate repaired with adhesively bonded composite patch under full width disbond » (Laboratoire de Modélisation Numérique et Expérimentale des Phénomènes Mécaniques, Faculty of Sciences and Technology, University Abdelhamid Ibn Badis of Mostaganem, 27000, Algeria), March 2012.
- [63]: Ouinas D, Hebbar A « Full width disbonding effect on repaired cracks in aircraft structural panels with bonded composite patches» (*J Thermoplast Compos Mater* 2010; 23: 401–412), July 28, 2009.
- [64]: Ouinas D. « Effect of disbonding between a composite patch and a cracked aluminium plate on the stress intensity factor» (*J Reinf Plast Compos* 2010; 29: 2227–2236), December 7, 2009.
- [65]: Rybicki EF, Kanninen MF « A finite element calculation of stress-intensity factors by a modified crack closure integral» (Applied Solid Mechanics Section, Battelle's Columbus Laboratories, Columbus, OH 43201, U.S.A), *Eng Fract Mech* 1977.
- [66]: Paris, P.C., Erdogan, F., « Computation Of The Stress Intensity Factors And Life Prediction For Repairing Cracks» (1 Department of Mechanical Education, University of Afyon Kocatepe, Afyon/Turkey) “A Critical Analysis of Crack Propagation Laws”, *Journal of Basic Engineering*, 85, 528-534, 1961,2006.
- [67]: Lena MR, Klug JC, Sun CT « Composite patches as reinforcements and crack arrestors in aircraft structures» (*Journal of Aircraft Engineering, Materials Science J Aircraft* 1998; 35(2): 318–323), March 1998.
- [68]: nonlinearity, « thermal cycling, and debonding » . *AIAA J* 1997; 35(9): 1528–1535.

- [69]: Rose LRF « A cracked plate repaired by bonded reinforcement» (article Rose, L.R.F. A cracked plate repaired by bonded reinforcements. Int J Fract 18, 135–144 , February 1982.
- [70]: Talebi, B.; Abedian, A. « Numerical modeling of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum panels with concept of CZM and XFEM» (Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering), June 2016.
- [71]: Bouzitouna, W.N.; Oudad, W.; Belhamiani, M.; Belhadri, D.E.; Zouambi, L. «Elastoplastic analysis of cracked Aluminum plates with a hybrid repair technique using the bonded composite patch and drilling hole in opening mode I». (Frat. Integrità Strutt. 2020, 14, 256–268), Mar 5, 2020.
- [72]: Seo, D.-C.; Lee, J.-J. « Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch. Compos. Struct» ( Department of Mechanical Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 373-1, Kusong-dong, Yusung-gu, Taejon, 305-701, South Korea ),28 May 2002.
- [73]: Albedah, A.; Bouiadjra, B.B.; Benyahia, F.; Mohammed, S.M.K « Effects of adhesive disbond and thermal residual stresses on the fatigue life of cracked 2024-T3 aluminum panels repaired with a composite patch» ( Mechanical engineering Department, College of Engineering, King Saud University, P.O. Box 800, Riyadh 11421, Saudi Arabia), December 2018.
- [74]: Sabelkin, V., Mall, S., Avram, J.B « Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch» ( Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Bldg. 640, 2950 Hobson Way, OH 45433-7765, United States), July 2006.
- [75]: D. Swenson, M. James, FRANC2D/L., (1998) « A crack propagation simulator for plane layered Structures » . Version 1.4 User –guide.
- [76]: R.J. Callinan, LR.F. Rose & C.H. Wang, Three dimensional stress analysis of crack patching. In: « Proceedings of international Conference on Fracture », ICF-9, 1997, pp.2151-8.