

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret

Faculté des Sciences Appliquées

Département de Génie Mécanique



PROJET DE FIN DE D'ETUDES

MASTER

Domaine : Sciences et Technologie

Filière : Génie Mécanique

Parcours : Master

Spécialité : Construction Mécanique

Thème

Simulation numérique d'une structure
fissurée et réparée par patches en
composite sous sollicitations cycliques
avec critère de retardation

Préparé par :

- BOUAB Daouia
- TAIBAOUI Hiba

Soutenu publiquement le : 20 / 06 / 2024, devant le jury composé de :

AISSAT Sahraoui

Professeur (Université de Tiaret)

Président

ZAGANE Mohamed

Maître de Conférences "A" (Université de Tiaret)

Examineur

BENARBIA Djamilia

Maître de Conférences "B" (Université de Tiaret)

Examinatrice

MOULGADA Abdelmadjid

Professeur (Université de Tiaret)

Encadrant

Année universitaire : 2023 - 2024



Remerciements

Tout d'abord, Nous tenons à remercier notre Dieu ALLAH tout puissant de nous avoir donné la patience et le courage pour réaliser ce modeste travail avec succès.

Nous exprimons notre profonde gratitude envers mon encadrant, Monsieur MOULGADA Abdelmadjid, Professeur à l'Université Ibn Khaldoun, qui a dirigé notre mémoire de fin d'étude avec compétence et sérieux.

Nous remercions les autres membres de jury, Monsieur AISSAT Sahraoui. Professeur à l'Université Ibn Khaldoun de Tiaret qui a accepté de présider ce jury, Monsieur ZAGANE Mohamed Maître de conférences « A » à l'Université Ibn Khaldoun de Tiaret, Madame BENARBIA Djamila Maître de conférences « B » à l'Université Ibn Khaldoun de Tiaret, qui ont bien voulu examiner notre travail et participer au jury.

Nous adressons notre sincères remerciements à tous les professeurs, intervenants et toutes les personnes qui par leurs paroles, leurs écrits, leurs conseils et leurs critiques ont guidé notre réflexions et ont accepté de notre rencontrer et de répondre à mes questions durant mes recherches.

À tous ces intervenants, nous présentons nos remerciements, notre respect et notre gratitude.



Dédicace

Je dédie humblement ce travail à mes chers parents, qui ont été mes piliers, mon inspiration et ma motivation tout au long de ce parcours. À mon père, pour son soutien inébranlable, et à ma mère, pour sa lumière, son amour inconditionnel et sa patience infinie. Que Dieu les protège et les bénisse.

À mon frère Monsif et ma sœur Souad, qui ont été mes complices, mes confidents et mes meilleurs supporters. Votre présence a été un réconfort constant.

À ma famille élargie, à mes tantes, oncles, cousins et cousines, dont le soutien et les encouragements ont été une source de force et de courage.

À mon ami, Alilou, qui a partagé mes joies, mes peines et mes succès. Votre amitié est un trésor que je chérirai toujours.

À mon Binôme, Daouia, avec qui j'ai partagé ce voyage académique. Merci pour notre collaboration fructueuse et notre soutien mutuel.

À toute la promotion, pour l'esprit d'entraide et de solidarité qui nous a unis.

Enfin, je dédie ce travail à toutes les personnes qui m'ont aimé(e) et soutenu(e), qui ont cru en moi et m'ont encouragé(e). Votre confiance en moi a été ma plus grande motivation et je vous en suis infiniment reconnaissant(e).

TAIBAOUI Hiba



Dédicace

Je dédier cet humble travail à ceux qui ont tout sacrifié pour moi, « mes cher parents ».

Merci pour tout le soutien et l'amour que vous m'avez donné depuis mon enfance et j'espère que votre bénédiction sera toujours avec moi.

À mon frère et ma sœur, À toute ma famille en particulier mon grand-père.

À mes encadreurs pour le soutien.

À ma chère binôme Hiba avec laquelle j'ai vécu des souvenirs inoubliables durant les cinq années d'études.

À mes chers amis Salma, Sara, Nariman.

BOUAB Daouia

Sommaire

Remerciements	i
Dédicace	ii
Sommaire.....	iv
Liste des figures.....	viii
Liste des tableaux	xiii
Nomenclature.....	xiv
Introduction générale	1

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

I.1 Introduction	2
I.2 Matériaux composites	2
I.2.1 Composites à grande diffusion	2
I.2.2 Composites à hautes performances.....	2
I.3. La matrice.....	3
I.4 Le renfort	5
I.5 Variété des formes et textures dans les renforts	6
I.5.1. Unidirectionnels (UD)	6
I.5.2 Tissus	6
I.5.3 Taffetas	7
I.5.4 Sergé	7
I.5.5 Satin	7
I.6 Choix de l'architecture	7
I.6.1 Fibre de carbone	7
I.6.2 Fibres haute résistance (HR)	8
I.6.3 Fibre de verre	8
I.6.4 Fibre d'aramide	9
I.6.4.1 Fibre basse module	9
I.6.4.2 Fibre haute module	9

I.6.5 La fibre de bore.	9
I.7 Caractéristique moyennes des fibres et renforts	10
I.8 Les charges et les additifs	11
I.8.1 Les charges	11
I.8.1.1 Charges renforçantes	11
I.8.1.2 Charges non renforçantes	11
I.8.1.3 Charges ignifugeantes	11
I.8.1.4 Charges conductrices et antistatiques	11
I.8.2 Additifs	11
I.9 Procédés d'élaboration	11
I.9.1 Moulage au contact	11
I.9.2 Moulage par projection simultanée	12
I.9.3 Moulage sous vide	12
I.9.4 Moulage par projection de résine (RTM)	14
I.9.5 Moulage par centrifugation	14
I.10 Structures des matériaux composites	15
I.10.1 Monocouches.....	15
I.10.2 Stratiées	15
I.10.3 Sandwichs	15
I.11 Domaines d'utilisation	15
I.11.1 Électricité et électronique	15
I.11.2 Bâtiment et travaux publics	15
I.11.3 Transports	15
I.11.4 Santé	15
I.12 Loi de mélange pour les composites stratifiés	15
I.13 Conclusion	18

Chapitre II : Etude sur la fatigue des matériaux

II.1 Introduction	19
II.2. Définition de la ténacité	20
II.3. Fatigue des matériaux	20
II.3.1. Aperçu du phénomène de la fatigue des matériaux	20
II.4. Définition d'un phénomène de fatigue	21
II.5. Phase de propagation d'une fissure en fatigue	22

II.5.1. L'initiation de la fissure (phase A dans la figure)	22
II.5.2. La propagation stable (phase B dans la figure)	23
II.5.3. La propagation rapide (phase C dans la figure)	23
II.6. Utilisation de la mécanique de la rupture en conception	23
II.7. Mode de rupture	24
II.8 Fissuration par fatigue	25
II.8.1 Courbes de propagation des fissures	25
II.8.2. Rupture fragile	26
II.8.3. Rupture ductile	27
II.9 Diagramme représentatif	27
II.9.1 Diagramme de Wöhler	27
II.9.2 Courbe d'équiprobabilité de rupture	28
II.9.3 Diagramme de Haigh	29
II.9.4 Diagramme de Goodman	29
II.9.5. Diagramme de Ros	30
II.9.6. Diagramme de Moore-Kommers-Jaspers	31
II.10. Cycle de fatigue des contraintes	31
II.11. Caractéristiques des ruptures en fatigue	33
II.11.1. Faciès de fatigue sous examen optique	33
II.11.2. Faciès de fatigue sous examen microscopique	33
II.12. Impact des propriétés des matériaux sur la rupture	35
II.13. Critère de rupture et propagation	36
II.14. Critère d'énergie	36
II.15. Analyse dimensionnelle en MLR	38
II.16 : Conclusion	39

Chapitre III : Simulation et interprétations des résultats

III.1 Introduction	41
III.2. Code AFGROW	41
III.3. Modèle de NASGROW	42
III.4. Plaque son réparation et avec réparation par patch en composite	44
III.5. Propagation des fissures de fatigue	46
III.6. Modèle de retardation	46
III.7. Résultats et interprétations	47

III.7.1. Effet du rapport de charge.....	47
III.7.1.1.On choisit R=0.6 fixe pour les 04 matériaux sans réparation, avec réparation (Graphite / Epoxy et Bore / Epoxy).....	56
III.7.1.2.Effet du matériau 2024-T3 pour un rapport de charge fixe R=0.6.....	58
III.7.1.3.Effet du matériau 7075-T73 pour un rapport de charge fixe R=0.6.....	60
III.7.1.4.Effet du matériau 7075-T6 pour un rapport de charge fixe R=0.6.....	61
III.8.Effet de rapport de charge en fonction de la vitesse de fissuration ΔK	62
III.9.Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée et réparée par le patch (Graphite / Epoxy) et par le patch (Bore / Epoxy).....	70
III.10.Conclusion.....	78
Conclusion générale.....	79
Bibliographie	
Résumé	

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1 : Schéma explicatif d'un matériau composite	3
Figure I.2 : Différentes familles de	3
Figure I.3 : Types de renforts	6
Figure I.4 : Renforts taffetas	6
Figure I.5 : Renfort	7
Figure I.6 : Renfort satin	7
Figure I.7 : Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone	8
Figure I.8 : Fibre de verre	9
Figure I.9 : Fibre d'aramide	9
Figure I.10 : Principe du moulage au contact	12
Figure I.11 : Principe du moulage par projection simultanée	12
Figure I.12 : Moulage sous vide	13
Figure I.13 : Principe de moulage par injection de résine	14
Figure I.14 : Principe de moulage par centrifugation	14
Figure I.15 : Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié	16
Figure I.16 : Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges	17

Chapitre II

Figure II.1 : Axes de wagons de chemin de fer	20
Figure II.2 : courbe de Wöhler.....	20
Figure II.3 : L'amplitude de contrainte.....	22
Figure II.4 : Représentation schématique de la propagation d'une fissure	23
Figure II.5 : Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MLR	24
Figure II.6 : Mode de rupture	25
Figure II.7 : Courbe de fissuration donnant la longueur de la fissure selon le nombre de cycles	

et le niveau de contrainte	26
Figure II.8 : Matériaux fragiles	26
Figure II.9 : Matériaux ductiles	27
Figure II.10 : Allure de la courbe de Wöhler	28
Figure II.11 : Courbe d'équiprobabilité de rupture (résultats théoriques)	29
Figure II.12 : Diagramme de Haigh (résultats théoriques)	29
Figure II.13 : Diagramme de Goodman	30
Figure II.14 : Diagramme de Ros	30
Figure II.15 : Diagramme de Moore-Kommers-Jaspers	31
Figure II.16 : Cycle de contrainte en fatigue	32
Figure II.17 : Les différentes formes de cycles de contrainte au cours d'essai de fatigue	32
Figure II.18 : Faciès de fatigue	34
Figure II.19 : Comportement en fonction de la ténacité	36
Figure II.20 : Fissure traversant de longueur $2a$ dans une plaque infinie	37
Figure II.21 : Comparaison entre l'approche classique et celle de la MLR	38
Figure II.22 : Différents cas d'éprouvettes avec fissure de bord	39

Chapitre III

Figure III.1 : Interface des différents paramètres de l'équation de NASGRO	43
Figure III.2 : Modèle géométrique	43
Figure III.3 : Interface du rapport de charge $R=0.25$	44
Figure III.4 : Orientation des fibres et propriétés du patch (Graphite / Epoxy)	45
Figure III.5 : Les propriétés mécaniques et les dimensions de l'adhésif FM-73	45
Figure III.6 : Représentation de la plaque réparée par patch en composite	45
Figure III.7 : Chargement cyclique à amplitude constante	46
Figure III.8 : Chargement cyclique à amplitude variable sous-surcharge	47
Figure III.9 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (2024-T3).....	48
Figure III.10 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (2024-T3)	49
Figure III.11 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (2024-T3)	49
Figure III.12 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée	

(2024-T861)	50
Figure III.13 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (2024-T861)	51
Figure III.14 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (2024-T861)	51
Figure III.15 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (7075-T73)	52
Figure III.16 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (7075-T73)	52
Figure III.17 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (7075-T73)	53
Figure III.18 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (7075-T6)	54
Figure III.19 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (7075-T6)	54
Figure III.20 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (7075-T6)	55
Figure III.21 : R=0.6 sans réparation	56
Figure III.22 : R=0.6 avec réparation Graphite / Epoxy	56
Figure III.23 : R=0.6 fixe pour les 04 matériaux (Bore / Epoxy)	57
Figure III.24 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 2024-T3 AL	58
Figure III.25 : 2024-T3 Al (R=0.6)	58
Figure III.26 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 2024-T861 AL	59
Figure III.27 : 2024-T861 Al (R=0.6)	59
Figure III.28 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075-T73 AL	60
Figure III.29 : 7075-T73 Al (R=0.6)	61
Figure III.30 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075-T6 AL	61
Figure III.31 : 7075 T76 Al (R=0.6)	62
Figure III.32 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée	62
Figure III.33 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy	63
Figure III.34 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy	63
Figure III.35 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparé ...	64

Figure III.36 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy	64
Figure III.37 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy	65
Figure III.38 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée	65
Figure III.39 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy	66
Figure III.40 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy	66
Figure III.41 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée	67
Figure III.42 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy	67
Figure III.43 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy	68
Figure III.44 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée	69
Figure III.45 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)	69
Figure III.46 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)	70
Figure III.47 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée	71
Figure III.48 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)	71
Figure III.49 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)	72
Figure III.50 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée	72
Figure III.51 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)	73
Figure III.52 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)	73
Figure III.53 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée	74
Figure III.54 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)	74
Figure III.55 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)	75

Figure III.56 : Sans réparation	75
Figure III.57 : Avec réparation (Graphite / Epoxy)	76
Figure III.58 : Avec réparation (Bore / Epoxy)	77

Liste des tableaux

Chapitre I

Tableau I.1 : Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts10

Chapitre II

Tableau II.1 : Faciès de rupture en fatigue34

Chapitre III

Tableau III.1 : Paramètre du modèle de propagation des alliages d'aluminium42

Tableau III.2: Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium 2024 T344

Nomenclature

H : Longueur	mm
W : Largeur	mm
e : L'épaisseur	mm
D : Diamètre	mm
A : Fissure sur la largeur	mm
C : Fissure sur la longueur	mm
N : Nombre de cycles	cycles
R : Rapport de charge	
σ_{min} : Contrainte minimale	MPa
σ_{max} : Contrainte maximal	MPa
U : Coefficient de poisson	
E : Module d'Young	MPa
W_p : Largeur du patch en composite	mm
H_p : Longueur du patch en composite	mm
E_p : L'épaisseur du patch en composite	mm
E_a : L'épaisseur de l'adhésif	mm
G : Module de cisaillement	MPa
da/dN : L'équation de paris	mm/cycles
ΔK : Amplitude du facteur d'intensité de contrainte	MPa. \sqrt{m}

Introduction générale

De nos jours, les matériaux composites gagnent du terrain dans la fabrication de pièces structurelles de différentes tailles pour une multitude de secteurs industriels, tels que l'aéronautique, l'automobile, le nucléaire et le génie biomédical. En effet, dans ces domaines, le remplacement des matériaux métalliques par des composites s'avère judicieux pour alléger les structures tout en conservant, voire en améliorant, leurs propriétés mécaniques.

Depuis une trentaine d'années, des efforts considérables ont été consacrés à la fabrication et à la caractérisation de composites à matrice organique (polyester, acrylique, etc.) et à fibres continues (verre, aramide, carbone, etc.). Cependant, à l'heure actuelle, la difficulté de prédire leur durée de vie limite leur utilisation. C'est pourquoi il est crucial d'approfondir la compréhension des différents mécanismes d'endommagement qui conduisent à la défaillance finale des composites. Ces mécanismes varient en fonction de l'architecture du stratifié et doivent être étudiés en profondeur pendant la phase de chargement.

En résumé, les matériaux composites offrent un potentiel révolutionnaire pour les industries qui cherchent à alléger leurs structures tout en maintenant des performances élevées. Cependant, pour exploiter pleinement ce potentiel, il est essentiel de mieux comprendre les mécanismes d'endommagement et de développer des méthodes de prédiction de la durée de vie plus précises. Le but de ce mémoire est d'évaluer l'efficacité des patches en composite sur la durée de vie des plaques fissurées.

Nous avons formulé notre thème d'étude « Simulation numérique d'une structure fissurée et réparée par patches en composite sous sollicitations cycliques avec critère de retardation ». Le travail proposé s'intéresse à l'étude théorique des matériaux composites stratifiés sollicités en traction.

Ce travail est réparti en trois chapitres :

Le premier chapitre présente 'Généralités sur les composites' : Cette section présente les concepts fondamentaux des matériaux composites, leurs caractéristiques et leurs applications dans divers domaines.

Le deuxième chapitre est une étude sur la fatigue des matériaux.

Le troisième chapitre présente les résultats de la simulation avec leurs et discussions.

Une conclusion générale illustrant le mémoire.

Chapitre I

Généralités sur les matériaux composites

Chapitre I

Généralités sur les matériaux composites

I.1 Introduction

Les matériaux peuvent être regroupés en quatre familles principales : les métaux, les plastiques, les céramiques et les composites. Les composites sont des matériaux constitués de deux ou plusieurs matériaux différents, associés de manière à obtenir des propriétés spécifiques. Ils sont utilisés depuis des siècles, par exemple dans la construction (bois, béton), l'aéronautique (matériaux composites renforcés de fibres) ou la médecine (implant dentaires).

I.2 Matériaux composites

Un matériau composite naît de l'union de deux matériaux distincts, aux caractéristiques complémentaires. Cette association synergique donne vie à un nouveau matériau aux performances surpassant celles de ses composants individuels.[1],[2].

Deux grandes familles de composites se distinguent, chacune offrant un éventail de propriétés uniques :

I.2.1 Composites à grande diffusion

Privilégient l'optimisation des coûts grâce à des compositions et des procédés de fabrication économiques. Le polyester et les fibres de verre (longues ou courtes) constituent les matériaux de base. Le moulage par contact, le SMC et l'injection sont les techniques de fabrication les plus employées.

I.2.2 Composites à hautes performances

Conçus pour répondre aux exigences élevées de l'industrie aéronautique. Offrent une performance accrue grâce à l'utilisation de fibres longues et un taux de renfort élevé. Fabriqués par des procédés plus complexes tels que le drapage autoclave, l'enroulement filamentaire et le RTM. Nécessitent une main-d'œuvre qualifiée pour la mise en œuvre des techniques manuelles encore présentes dans ce domaine.

Un matériau composite repose sur trois piliers fondamentaux sont :

- La matrice
- Le renfort
- Les charges et additif

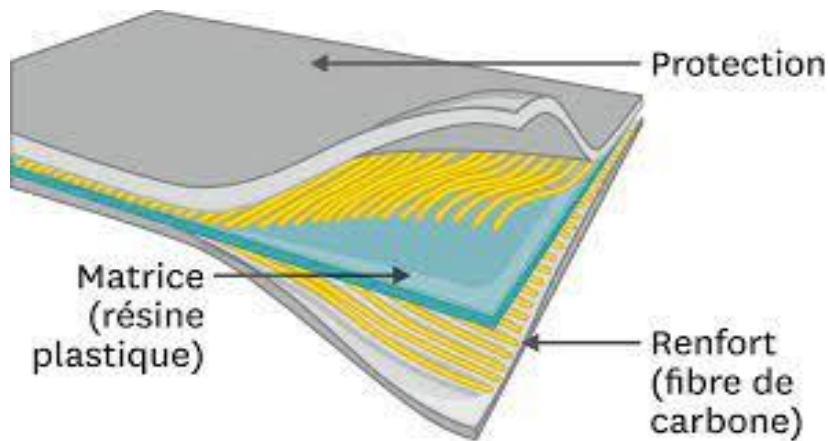


Figure I.1 : Schéma explicatif d'un matériau composite[1]

I.3. La matrice

Un élément essentiel des matériaux composites, joue un rôle central en liant et en maintient les fibres en place, assurant ainsi la cohésion du matériau composite. Elle est capable de répartir les efforts mécaniques, tels que la compression et la flexion, sur l'ensemble du matériau. Cela permet d'améliorer la résistance et la durabilité du composite. La matrice agit comme une barrière protectrice contre les agressions chimiques et environnementales, préservant ainsi les fibres et prolongeant la durée de vie du matériau.

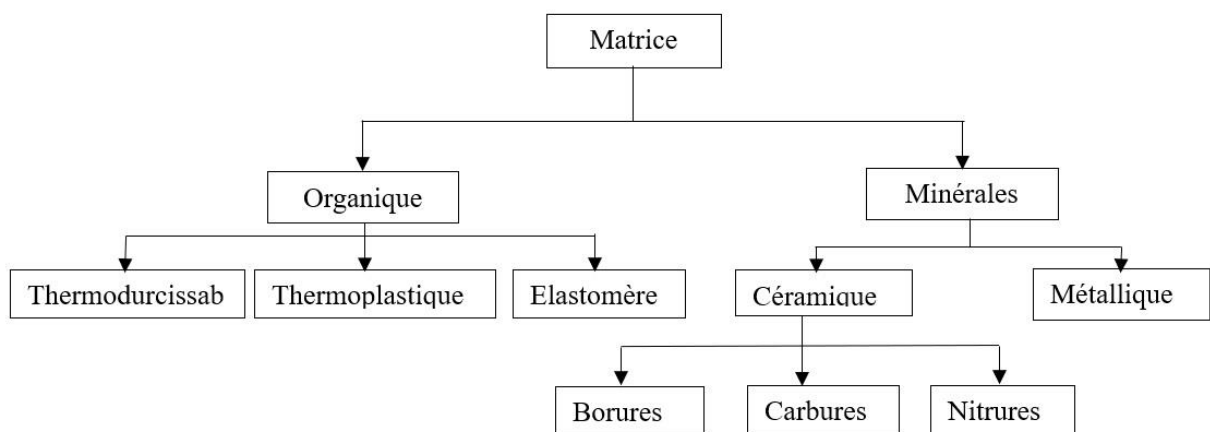


Figure I.2 : Différentes familles de matrice [3]

Les résines thermodurcissables et leurs applications dans les matériaux composites

➤ Propriétés et caractéristiques :

- Réticulation : Les résines thermodurcissables se solidifient par une réaction chimique irréversible appelée réticulation. Cette réaction, souvent déclenchée par un traitement thermique ou physico-chimique, confère aux matériaux composites des propriétés mécaniques élevées.
- Mise en forme unique : Contrairement aux thermoplastiques, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois après la réticulation. Cela limite leur re-usinage et impose une planification précise lors de la fabrication.

➤ **Types de résines thermodurcissables :**

- Polyesters insaturés : Les plus utilisées, économiques et offrant un bon compromis entre performance et coût.
- Résines de condensation : Offrent une bonne résistance à la chaleur et aux produits chimiques.
- Résines époxydes [1]: Offrent les meilleures performances mécaniques mais sont plus coûteuses.

➤ Focus sur les résines époxydes :

- Deuxième type de résine le plus utilisé : Elles représentent 5% du marché des composites.
- Prix élevé : Cinq fois plus cher que les résines polyesters.[1]
- Utilisations : Employées dans les composites à hautes performances (aéronautique, espace, missiles).
- Caractéristiques mécaniques : Excellente résistance à la traction et à la compression. Bonne résistance à la fatigue et aux chocs. Faible retrait et bonne stabilité dimensionnelle.
- Applications des résines thermodurcissables : Structures aéronautiques et spatiales : Les résines époxydes sont privilégiées pour leur haute performance.
- Construction navale : Les résines polyesters insaturées sont populaires pour leur résistance à l'eau et leur coût abordable.
- Industrie automobile : Les résines thermodurcissables sont utilisées pour les carrosseries les pièces intérieures et les composites structurels.
- Éoliennes : Les résines époxydes sont employées pour les pales en raison de leur résistance à la fatigue et aux intempéries.

Propriétés mécaniques des résines époxydes

1. Densité : La masse volumique des résines époxydes se situe entre 1100 et 1500 kg/m³.
2. Module d'élasticité en traction : Ce module mesure la rigidité de la résine. Pour les

résines époxydes, il varie entre 3 et 5 GPa.

3. Résistance à la rupture :

- Traction : La contrainte à la rupture en traction est de 60 à 80 MPa.
- Flexion : La contrainte à la rupture en flexion est de 100 à 150 MPa.
- Allongement à la rupture : La ductilité de la résine est faible, avec un allongement à la rupture de 2 à 5%.

4. Résistance au cisaillement : La résistance au cisaillement est de 30 à 50 MPa.

5. Température de fléchissement sous charge : Cette température indique la résistance de la résine à la déformation sous l'effet d'une charge constante. Pour les résines époxydes, elle est de 290 °C.

➤ Thermoplastiques :

Propriétés : Ramollissement par chauffage et durcissement par refroidissement. Facilité de mise en forme à l'état ramolli. Recyclabilité. Exemples : Polyéthylène, polypropylène, PVC, etc.[1]

➤ Thermostables :

Propriétés : Caractéristiques mécaniques stables sous des températures et pressions élevées (> 200 °C). Résistance à la chaleur mesurée par la température de service continu (2000h sans perte de 50% des propriétés mécaniques). Ne peuvent être reformés après chauffage.

Exemples : Résines époxydes, polyesters insaturés, etc.

Les thermoplastiques sont plus faciles à mettre en forme et à recycler, mais moins résistants à la chaleur que les thermostables. Les thermostables sont plus résistants à la chaleur et aux contraintes mécaniques, mais plus difficiles à mettre en forme et à recycler. Le choix entre les deux types de résines dépend des exigences spécifiques de l'application.

I.4 Le renfort

Les renforts jouent un rôle crucial dans les matériaux composites. La sélection du type de renfort adéquat est essentielle pour garantir les performances et la durabilité du matériau final.

□ Choix du renfort :

Le choix du type de renfort dépend de plusieurs facteurs :

- Les propriétés mécaniques recherchées.
- La complexité de la pièce à fabriquer.
- Le coût

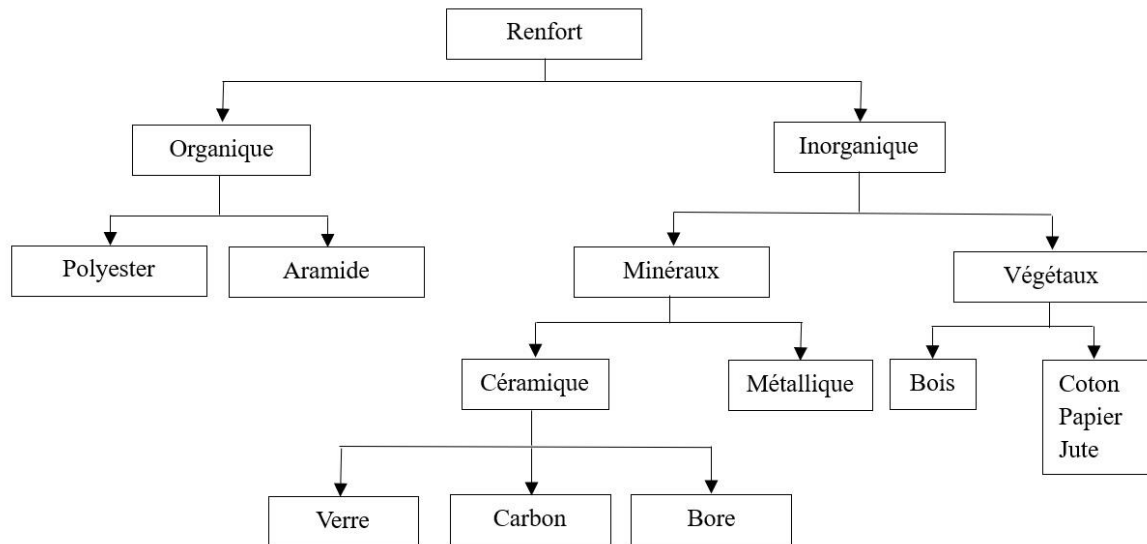
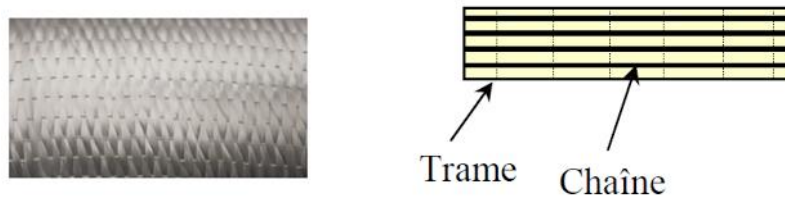


Figure I.3 : Types de renforts

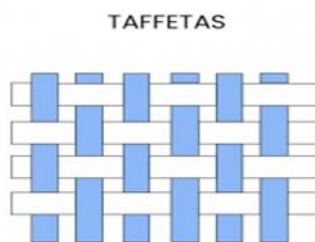
I.5 Variété des formes et textures dans les renforts[4]

I.5.1. Unidirectionnels (UD) : Structure simple où les fibres sont alignées parallèlement, reliées par une trame fine. Offre une résistance unidirectionnelle élevée mais faible dans les autres directions.

I.5.2 Tissus : Constitués de fils de chaîne et de trame perpendiculaires. Le type d'armure (croisement des fils) détermine les propriétés du tissu.



Exemples d'armures



Figurer I.4 : renforts taffetas

I.5.3 Taffetas : Armure simple, un fil dessus, un fil dessous, offrant un bon équilibre entre résistance et flexibilité.

I.5.4 Sergé : Armure plus complexe avec un décalage régulier des fils, offrant une meilleure résistance aux chocs et à l'abrasion.

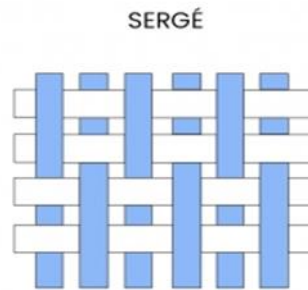


Figure I.5 : renfort sergé

I.5.5 Satin : Armure où les fils de chaîne flottent sur plusieurs fils de trame, procurant une surface lisse et une grande résistance à la traction.

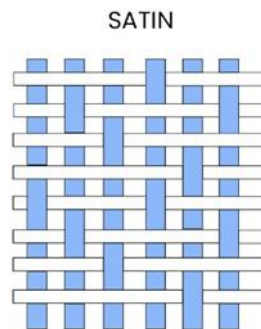


Figure I.6 : renfort satin

I.6 Choix de l'architecture : Le choix de l'architecture du renfort dépend des besoins spécifiques de l'application. Les UD sont adaptés aux applications où la résistance unidirectionnelle est primordiale, tandis que les tissus offrent une meilleure résistance multidirectionnelle et une plus grande flexibilité de conception.

I.6.1 Fibre de carbone : Le matériau de pointe pour les applications exigeantes. La fibre de carbone domine le domaine des applications haute performance grâce à ses propriétés exceptionnelles. Elle est issue de la carbonisation de la fibre de polyacrylonitrile (PAN), un

processus qui se déroule à haute température. Deux types de fibres de carbone se distinguent selon la température de combustion :

I.6.2 Fibres haute résistance (HR) : obtenues par combustion entre 1000 et 1500 °C, elles excellent en résistance à la traction et conviennent aux applications où la force brute est essentielle. Fibres haut module (HM): produites à des températures de combustion entre 1800 et 2000 °C, elles se distinguent par leur rigidité exceptionnelle et sont idéales pour les structures devant supporter des charges importantes.

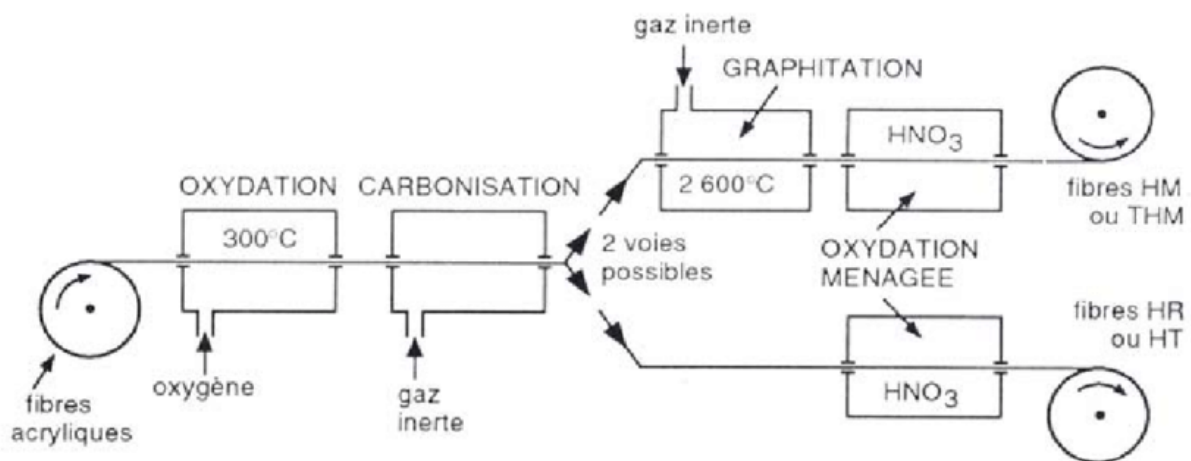


Figure I.7 : Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone [5]

I.6.3 Fibre de verre : La fibre de verre est le matériau de renforcement dominant dans les composites grand public. Sa fabrication implique la fusion de sable (silice) avec des additifs tels que l'alumine, le carbonate de chaux, la magnésie et l'oxyde de bore. On distingue trois types de fibres : [4]

E : La fibre standard pour les composites grand public et les applications courantes, offrant un bon équilibre entre performance et coût.

R : Conçue pour les composites haute performance, elle se caractérise par une résistance et une rigidité accrues pour des applications exigeantes.

D : Dédiée à la fabrication de circuits imprimés en raison de ses propriétés diélectriques supérieures.



Figure I.8 : Fibre de verre

I.6.4 Fibre d'aramide : Le matériau haute performance pour des applications critiques. Souvent connue sous le nom de KEVLAR®, la fibre d'aramide est un matériau de pointe issu de la chimie des polyamides aromatiques. Elle se décline en deux types distincts selon sa rigidité :

I.6.4.1 Fibre basse module : Employée pour les câbles et les gilets pare-balles, elle offre une excellente résistance à la traction et une absorption d'énergie optimale pour une protection optimale.

I.6.4.2 Fibre haute module : Utilisée comme renfort dans la composite haute performance, elle se caractérise par une rigidité exceptionnelle et une résistance à la chaleur élevée pour des applications exigeantes.



Figure I.9 : Fibre d'aramide

I.6.5 La fibre de bore : se distingue par son module élevé et sa résistance exceptionnelle à l'oxydation à haute température. Sa fabrication unique implique le dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène, lui conférant des propriétés inégalées.

Fibre de silice (ou de quartz) : Résistance chimique et thermique pour les applications extrêmes. Produite par un procédé de fusion similaire au verre, la fibre de silice (ou de quartz) se

distingue par sa haute résistance chimique et thermique. Cette propriété la rend idéale pour des applications exigeantes, notamment :

- Tuyères de moteur de fusée : La fibre de silice peut résister aux températures extrêmes et aux gaz corrosifs générés par la combustion du propulseur.
- Industrie chimique : La fibre est utilisée dans la fabrication de tuyaux, de pompes et de filtres pour le transport de produits chimiques agressifs.
- Industrie électrique : La fibre de silice est employée comme isolant électrique haute performance en raison de sa résistance à la chaleur et à l'électricité.

Fibres de polyéthylène de haut module : Force et rigidité pour des applications spécifiques Les fibres de polyéthylène de haut module se distinguent par leur excellente résistance à la traction, les rendant idéales pour les structures devant supporter des charges importantes. Cependant, leur faible mouillabilité peut limiter leur utilisation dans certaines applications.

□ Alternatives pour les structures peu sollicitées : Lorsque les exigences de performance sont moins élevées, des fibres synthétiques courantes comme le polyamide et le polyester peuvent être une alternative économique.

I.7 Caractéristique moyennes des fibres et renforts

Table I.1 : Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts [6]

Renfort	Diamètre du filament (μm)	Masse volumique ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique $^{\circ}\text{C}^{-1}$
	d	ρ	E	G	ν	S_r	A	a
Verre E	16	2600	74000	30000	0,25	2500	3,5	$0,5e^{-5}$
Verre R	10	2500	86000		0,2	3200	4	$0,3e^{-5}$
Carbone HM	6,5	1800	390000	20000	0,35	2500	0,6	$0,08e^{-5}$
Carbone HR	7	1750	230000	50000	0,3	3200	1,3	$0,02e^{-5}$
Kevlar 49	12	1450	130000	12000	0,4	2900	2,3	$-0,2e^{-5}$
Bore	100	2600	400000			3400	0,8	$0,4e^{-5}$
Silicate d'alumine	10	2600	200000			3000	1,5	
Polyéthylène		960	100000			3000		

I.8 Les charges et les additifs

I.8.1 Les charges

Les charges et les additifs jouent un rôle crucial dans la modification et l'amélioration des propriétés des composites. Ils peuvent être classés en quatre catégories principales :

I.8.1.1 Charges renforçantes : Améliorent les caractéristiques mécaniques de la résine, comme la résistance à la traction.

I.8.1.2 Charges non renforçantes : Charges de faible coût : Réduisent le prix du composite tout en conservant ses performances.

I.8.1.3 Charges ignifugeantes : Accroissent la résistance au feu du matériau.

I.8.1.4 Charges conductrices et antistatiques : Dissipent l'électricité statique et permettent la conduction électrique.

I.8.2 Additifs

Présents en faibles quantités (quelques %), ils interviennent pour : Lubrifier et faciliter le démoulage des pièces composites. Ajouter des pigments et des colorants pour l'esthétique ou l'identification. Réduire le retrait du composite pendant la polymérisation. Protéger le composite contre les rayons ultraviolets et le vieillissement.

Exemples d'applications

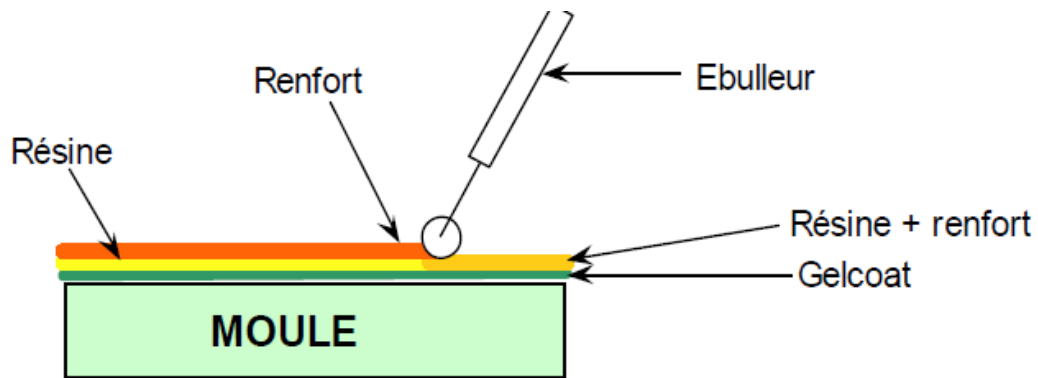
- Charges renforçantes : Fibres de verre, fibres de carbone, nanotubes de carbone.
- Charges non renforçantes : Carbonate de calcium, talc, mica. Additifs : Agents thixotropes, agents de démoulage, stabilisants UV.

I.9 Procédés d'élaboration

La plupart des techniques de fabrication de pièces en matériaux composites reposent sur le principe de superposition de couches successives de matrice et de renfort.[1]

I.9.1 Moulage au contact : Un procédé manuel simple[4]

- Principe : Application manuelle de résine liquide sur des renforts préalablement disposés dans un moule, à température ambiante et sans pression.
- Avantages : Simplicité, faible coût, idéal pour les prototypes et les petites séries.
- Inconvénients : Finition imparfaite, imprégnation parfois non homogène, réservé aux pièces simples.

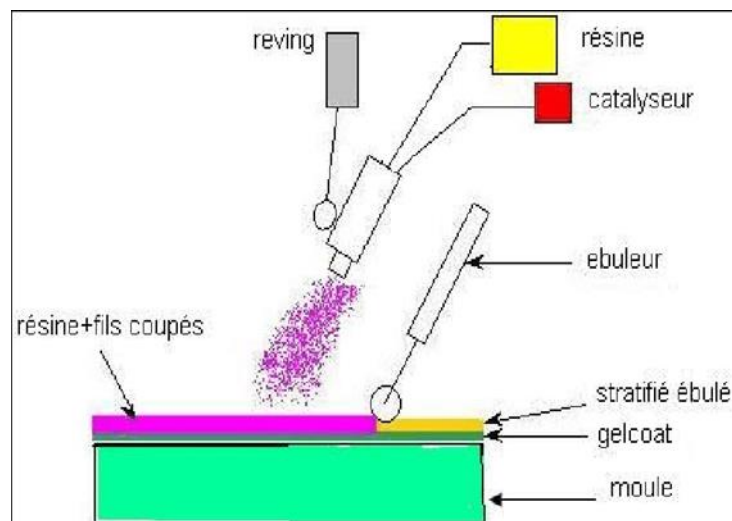


Figurer I.10 : Principe du moulage au contact [1].

I.9.2 Moulage par projection simultanée

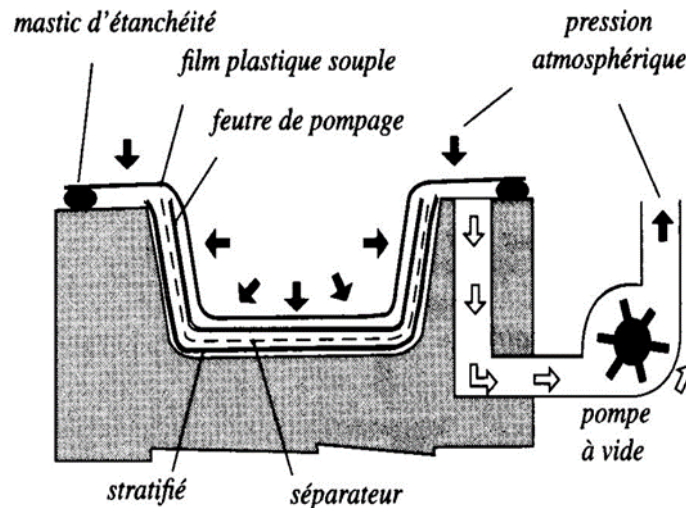
Gain de rapidité et de précision Principe : Projection simultanée du renfort et de la résine à l'aide d'une machine, à température ambiante et sans pression. [4]

- Avantages : Procédé manuel ou robotisé, plus rapide et précis que le moulage au contact, meilleure imprégnation.
- Inconvénients : Coût plus élevé, équipement spécifique nécessaire.



Figurer I.11 : Principe du moulage par projection simultanée.[1]

I.9.3 Moulage sous vide : Une technique précise pour des composites de haute qualité Le moulage sous vide est un procédé de fabrication de pièces composites qui utilise la pression atmosphérique pour imprégner le renfort de résine. Ce procédé permet d'obtenir des pièces de haute qualité avec une finition impeccable.[4]



Figurer I.12 : Moulage sous vide.[1]

- Déroulement du procédé :
 1. Le renfort est placé dans un moule rigide, semi-rigide ou souple.
 2. La résine catalysée est versée sur le renfort.
 3. Le moule est mis sous vide, ce qui crée une pression négative.
 4. La pression atmosphérique force la résine à imprégner le renfort en profondeur.
 5. La résine durcit et la pièce est démoulée.

- Avantages du moulage sous vide :
 - Imprégnation optimale du renfort : La pression du vide garantit une absence de bulles d'air et une meilleure répartition de la résine.
 - Pièces de haute qualité : Finition impeccable, surface lisse et sans défauts.
 - Procédé versatile : Adapté à une large gamme de résines et de renforts. Faible coût d'outillage : Le moule peut être fabriqué en matériaux composites.

- Inconvénients du moulage sous vide :
 - Temps de cycle long : Le durcissement de la résine peut prendre plusieurs heures.
 - Investissement initial : Nécessite une pompe à vide et un moule adapté.
 - Pièces complexes difficiles à réaliser : La géométrie du moule peut limiter la complexité des pièces.

Deux techniques pour des composites aux formes variées 1.

I.9.4 Moulage par projection de résine (RTM) : Simplicité et précision pour les pièces complexes

Principe :

Injection de résine à basse pression dans un moule fermé contenant un renfort en fibres.

- Avantages : Procédé simple et économique, idéal pour les pièces complexes avec une bonne imprégnation du renfort.
- Inconvénients : Limité aux moules fermés et étanches, production de pièces pleines uniquement.

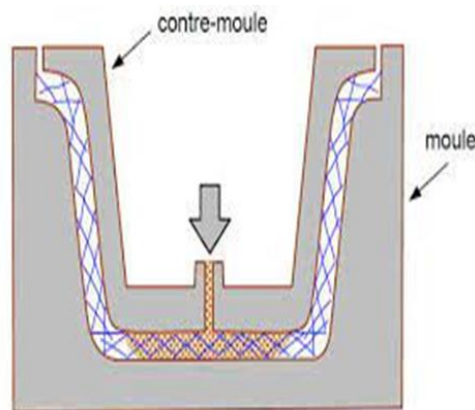


Figure I.13 : Principe de moulage par injection de résine.[1]

I.9.5 Moulage par centrifugation : Composites cylindriques à haute performance Principe, rotation à grande vitesse d'un moule cylindrique contenant le renfort et la résine. [4]

- Avantages : Fabrication rapide de pièces cylindriques creuses, bonne répartition des fibres et résistance accrue.
- Inconvénients : Limité aux formes cylindriques, nécessite un moule spécifique et une grande vitesse de rotation.

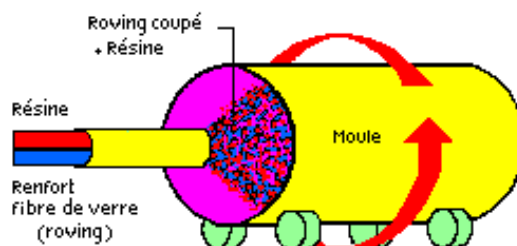


Figure I.14 : Principe de moulage par centrifugation [1]

I.10 Structures des matériaux composites

I.10.1 Monocouches : Une seule couche de fibres, pour une application unidirectionnelle des propriétés.[7]

I.10.2 Stratifiées : Empilement de plusieurs couches de fibres orientées différemment, pour une meilleure répartition des charges.[8]

I.10.3 Sandwichs : Structure composée de deux peaux et d'un noyau, pour une combinaison de légèreté et de rigidité.

Le choix de la technique de moulage : dépend de la forme de la pièce, des propriétés recherchées et du budget. La structure du composite influence ses propriétés mécaniques et son comportement en service.

Exemples d'applications :

- Moulage par projection de résine : Carrosserie automobile, pièces aéronautiques.
- Moulage par centrifugation : Tuyaux, bouteilles de gaz, réservoirs de stockage.

I.11 Domaines d'utilisation : Les matériaux composites se sont imposés dans de nombreux secteurs :

I.11.1 Électricité et électronique : Circuits imprimés, composants électroniques.

I.11.2 Bâtiment et travaux publics : Structures, ponts, façades.

I.11.3 Transports : Véhicules routiers, ferroviaires, maritimes, aériens et spatiaux.

I.11.4 Santé : Instrumentation médicale, implants prothétiques.[7]

I.12 Loi de mélange pour les composites stratifiés

- Propriétés prédictives: Contrairement aux matériaux homogènes, les composites dépendent des propriétés de leurs constituants.
- Fibres : Renforcent le composite et lui confèrent sa rigidité et sa résistance.
- Matrice : Enrobe les fibres et les protège des agressions extérieures.
- Loi des mélanges [9]

Permet d'estimer les propriétés du composite à partir de celles de ses composants :

$$P_c = p_c \cdot V_c = \rho_f \cdot V_f + \rho_m \cdot V_m$$

P_c : Poids estimé du composite.

ρ_c : Masse volumique du composite.

V_c : Fraction volumique du composite.

ρ_f : Masse volumique de la fibre.

V_f : Fraction volumique de la fibre.

ρ_m : Masse volumique de la matrice.

V_m : Fraction volumique de la matrice.

□ Module d'élasticité en traction : $E_c = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m$

E_c : Module d'élasticité en traction estimé du composite.

E_f : Module d'élasticité en traction de la fibre.

E_m : Module d'élasticité en traction de la matrice.

V_f : fraction volumique de fibres.

V_m : fraction volumique de matrice.

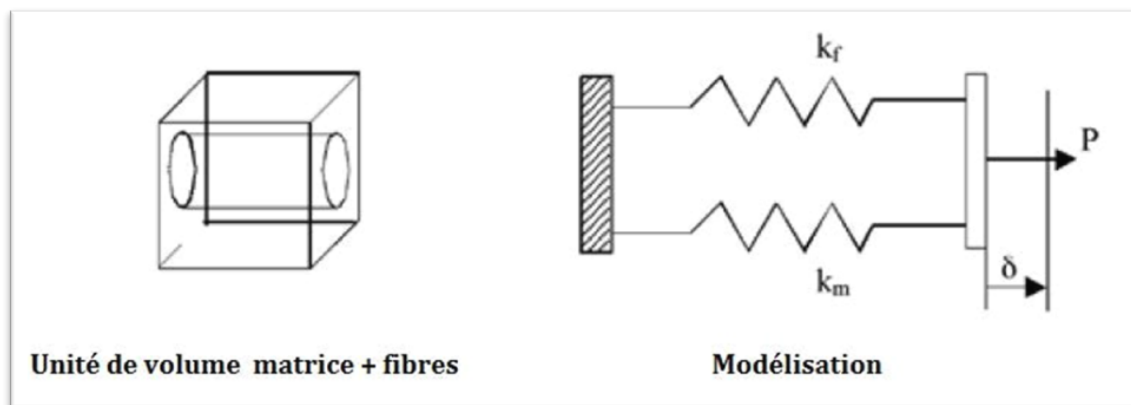


Figure I.15 : Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié.

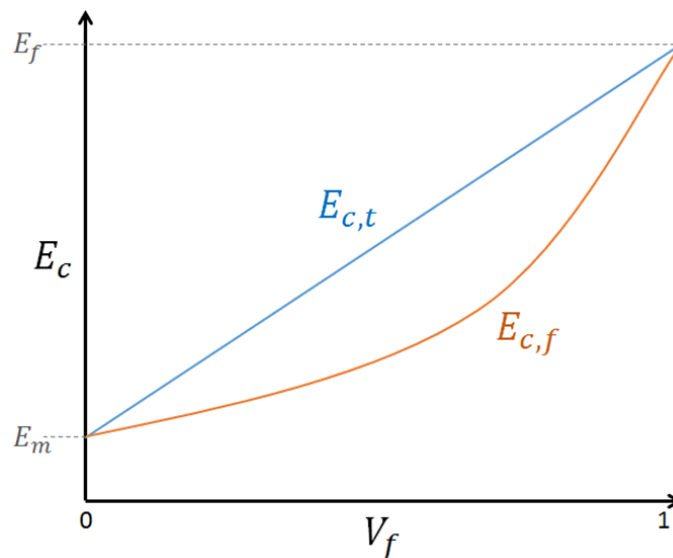


Figure I.16 : Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges [10]

une méthode simple pour estimer la flexibilité d'un composite stratifié en utilisant un système de ressorts. En assimilant les fibres et la matrice à des ressorts, on peut déterminer les limites supérieure et inférieure du module d'élasticité en flexion du composite.

Deux courbes pour deux estimations :

Courbe linéaire : Représente la borne supérieure ($E_{c,t}$) du module d'élasticité. Courbe

hyperbolique : Représente la borne inférieure ($E_{c,f}$) du module d'élasticité.

Le module réel se situe entre les deux courbes: La valeur réelle du module d'élasticité en flexion du composite se trouve entre ces deux estimations, en fonction de la structure et des propriétés des matériaux constitutifs.

Avantages de cette modélisation :

- Simplicité : Offre une compréhension intuitive du comportement en flexion des composites stratifiés.
- Utilité : Permet d'estimer rapidement les propriétés du composite sans avoir recours à des simulations complexes.
- Limites de la modélisation :
- Approximation : Ne prend pas en compte tous les facteurs influençant la flexion du composite.
- Précision : Les estimations peuvent ne pas être exactes pour des composites complexes.

I.13. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons exploré les matériaux composites, mettant en lumière leur composition, leurs propriétés et leur importance dans divers secteurs industriels. Les matériaux composites sont véritablement remarquables, car ils combinent des propriétés mécaniques exceptionnelles, une légèreté remarquable et une durabilité accrue. Leur polyvalence en fait des candidats de choix pour une multitude d'applications, allant de l'aérospatiale à l'automobile, en passant par la construction.

Dans le chapitre suivant, nous nous pencherons sur une étude de la fatigue des matériaux, un aspect critique dans la conception et l'utilisation des matériaux composites. En examinant de près les mécanismes et les facteurs influençant la fatigue, nous chercherons à approfondir notre compréhension de la durabilité et de la fiabilité de ces matériaux dans des conditions réelles d'utilisation. Cette analyse nous permettra de mieux appréhender les défis et les opportunités associés à l'intégration des matériaux composites dans des applications pratiques, contribuant ainsi à l'avancement continu de la technologie des matériaux.

Chapitre II

Etude sur la fatigue des matériaux

Chapitre II

Etude sur la fatigue des matériaux

II.1 Introduction

La rupture est un problème auquel l'humanité devra faire face tant qu'elle continuera à construire des édifices et à fabriquer des structures. Ce problème devient de plus en plus crucial avec le développement des structures complexes, lié aux avancées technologiques. Les progrès dans la connaissance de la mécanique de la rupture permettent aujourd'hui, et plus précisément depuis le milieu du 20^{ème} siècle, de mieux prévenir les risques de rupture. Cependant, de nombreux mécanismes de rupture restent encore mal compris, notamment lorsque de nouveaux matériaux ou procédés sont utilisés. Selon des études économiques réalisées depuis le début des années 80, le coût des ruptures catastrophiques représente environ 4 % du PNB dans les pays industriels développés. Il est possible de réduire ce coût de près de 30 % en appliquant correctement les concepts connus de la mécanique de la rupture et de 25 % supplémentaires en intensifiant la recherche dans ce domaine. Concernant la fatigue elle a été identifiée et étudiée pour la première fois par l'ingénieur allemand Wöhler, qui analysait les nombreuses ruptures d'axes de wagons de chemin de fer (figure II.1). Grâce à ses essais, il a démontré que le nombre de cycles jusqu'à la rupture d'un arbre dépendait de la contrainte maximale dans l'axe (contrainte de flexion variant entre plus et moins l'amplitude maximale à chaque tour de roue) et des détails géométriques de l'axe. Wöhler fut ainsi le premier à établir des courbes de fatigue, qui portent aujourd'hui son nom. La figure II.2 présente un exemple de ces courbes telles qu'établies par Wöhler. Elle illustre le nombre de cycles avant rupture pour des aciers en fonction de la contrainte alternée appliquée aux échantillons. Ces résultats montrent la forte diminution de la durée de vie (nombre de cycles) causée par la présence d'une concentration de contrainte dans l'éprouvette. Nous reviendrons sur la courbe de Wöhler et sur l'effet des concentrations de contrainte.

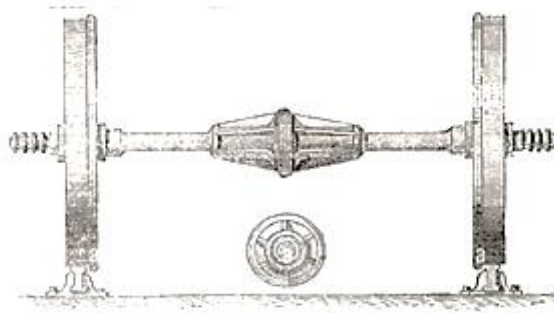


Figure II.1 : Axes de wagons de chemin de fer [11]

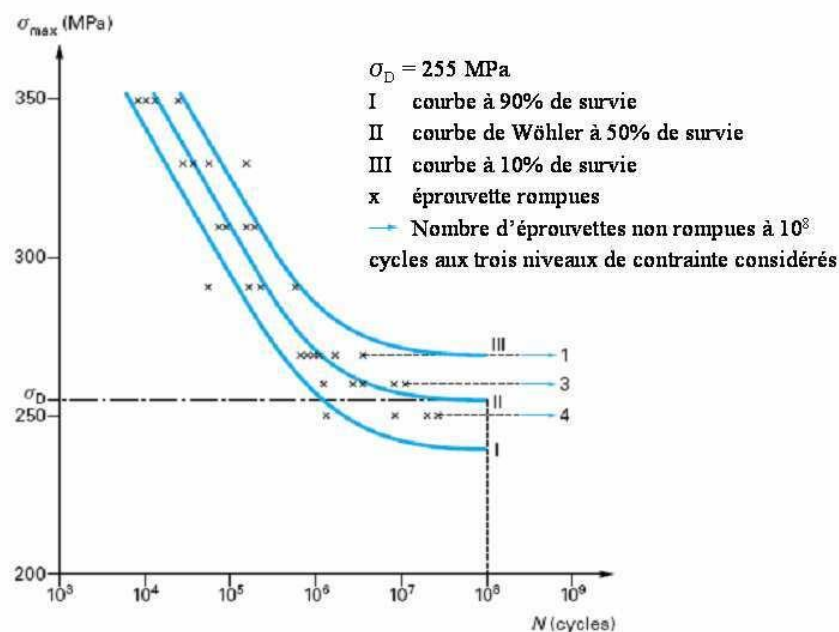


Figure II.2 : courbe de Wöhler [12]

II.2. Définition de la ténacité

La ténacité est la capacité d'un matériau à résister à la propagation d'une fissure. Elle se caractérise par le comportement mécanique lors de la rupture et souligne que la rupture est un mode de défaillance gouverné par la fissuration.

II.3. Fatigue des matériaux

II.3.1. Aperçu du phénomène de la fatigue des matériaux

Lors d'un chargement à amplitude constante, il est généralement admis que les matériaux métalliques ont une limite de fatigue. Cela signifie qu'il existe un niveau de contrainte en dessous duquel aucun dommage macroscopique de fatigue n'apparaîtra, même après un nombre très élevé de cycles (théoriquement infini). Différentes définitions physiques de la limite de fatigue existent. Dans certains cas, elle correspond à la contrainte minimale permettant l'amorçage d'une fissure à

l'échelle du grain, cette fissure se propageant ensuite jusqu'à la rupture complète de la structure sous le même niveau de chargement. Dans d'autres cas, la limite de fatigue est définie comme la contrainte en dessous de laquelle une fissure amorcée ne se propagera pas sous un chargement cyclique. Cette définition repose sur des observations microscopiques qui ont révélé la présence de fissures de fatigue amorcées dans certains grains à la surface d'une éprouvette, bloquées contre des barrières microstructurales pour des niveaux de contrainte inférieurs à la limite d'endurance. Ce dernier cas est plus complexe à traiter, car l'estimation de la durée de vie jusqu'à l'amorçage d'une fissure macroscopique dépend de nombreux paramètres inhérents à la microstructure.[13]

II.4. Définition d'un phénomène de fatigue

La fatigue, ou endommagement par fatigue, désigne la modification des propriétés d'un matériau sous l'effet de cycles répétés de sollicitations, pouvant aboutir à la rupture des pièces concernées. Cette fatigue des matériaux se caractérise par une détérioration progressive sans déformation apparente, menant éventuellement à une rupture soudaine et imprévisible. Contrairement à l'usure, la déformation ou la corrosion, qui peuvent être détectées avant la rupture, la rupture par fatigue survient de manière brusque. L'étude de la fatigue des matériaux est essentielle pour évaluer la résistance mécanique des composants de machines et des structures soumis à des contraintes périodiques ou à des vibrations. Les contraintes sont définies par l'amplitude maximale atteinte au cours d'un cycle, la contrainte moyenne σ_m , et le rapport entre la contrainte minimale et la contrainte maximale.[13]

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (\text{II.1})$$

Il est parfois nécessaire de différencier la composante alternative σ_a de la composante statique σ_m . En fonction des valeurs relatives de ces deux composantes, on distingue les essais sous sollicitation :

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (\text{II.2})$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (\text{II.3})$$

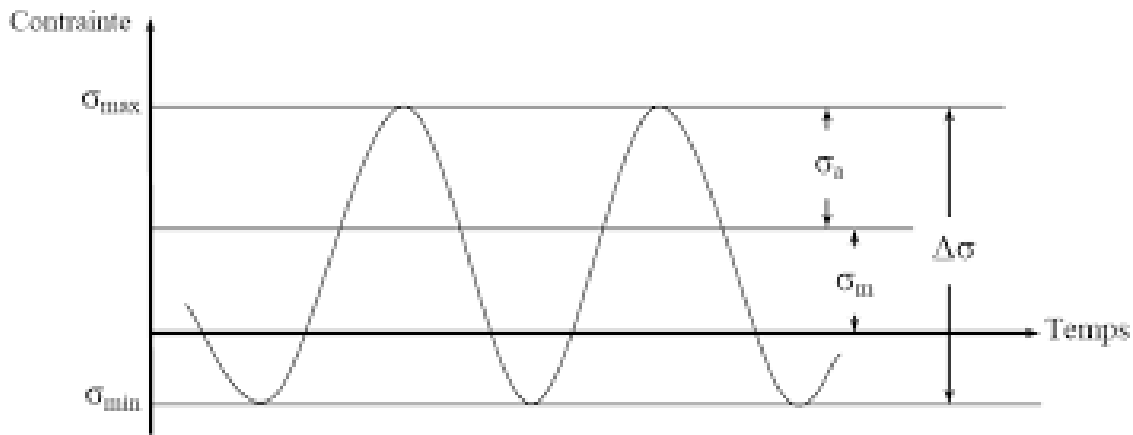


Figure II.3 : Paramètres d'un essai de fatigue

- ☒ Si $R > 1$, il s'agit d'une compression,
- ☒ Si $0 < R < 1$, il s'agit d'une traction,
- ☒ Si $R < 0$, il s'agit d'une traction-compression alternées.

La durée de vie est généralement mesurée par le nombre de cycles jusqu'à la rupture, N . La réalisation de n cycles ($n < N$) entraîne un endommagement de la pièce qu'il est crucial de définir, car il détermine de manière préventive la durée de vie résiduelle de la pièce. Cela peut indiquer si un remplacement est nécessaire pour éviter un accident. L'endurance est la capacité de résistance à la fatigue des pièces et des structures. De manière générale, la fatigue se produit en présence d'efforts variables dans le temps. Le danger particulier de la fatigue réside dans le fait que la rupture peut survenir sous des contraintes apparentes relativement faibles, souvent bien inférieures à la résistance à la rupture et même à la limite d'élasticité du métal.

II.5. Phase de propagation d'une fissure en fatigue

L'évolution d'une fissure de fatigue peut être divisée en trois phases :

II.5.1. L'initiation de la fissure (phase A dans la figure II.4)

Elle est principalement influencée par la différence de contraintes $\Delta\sigma$, par le facteur de concentration des contraintes (qui normalise la géométrie du détail), par la microstructure du matériau, par la contrainte moyenne et par l'environnement. On considère que la phase d'initiation est terminée lorsque la fissure atteint une certaine dimension, souvent prise entre 0,1 mm et 0,25 mm. Pendant longtemps, la dimension observable minimale de la fissure était de 0,1 mm.

II.5.2. La propagation stable (phase B dans la figure II.4)

Elle est principalement influencée par la différence de contraintes $\Delta\sigma$, par la géométrie du détail (pointe de la fissure), et par la géométrie de la fissure, alors que la microstructure du matériau, la contrainte moyenne et l'environnement ont une influence moindre.

II.5.3. La propagation rapide (phase C dans la figure II.4)

Elle conduit à la rupture de l'élément. Le nombre de cycles dans cette phase est très faible et la propagation très rapide. Il est à noter que la rupture fragile peut survenir à n'importe quel moment, tandis qu'une rupture ductile se produit après la phase de propagation rapide, ce qui ne peut pas être décrit par la mécanique de la rupture élastique linéaire traditionnelle.

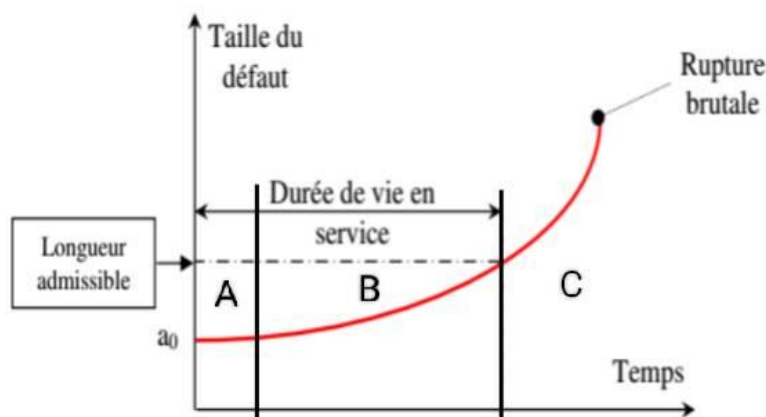


Figure II.4 : Représentation schématique de la propagation d'une fissure

II.6. Utilisation de la mécanique de la rupture en conception

Deux approches sont employées pour le dimensionnement des structures. La première, la plus courante, se base sur la limite d'élasticité du matériau (σ_E). La seconde repose sur le concept de ténacité (K_C) dérivé de la mécanique linéaire de la rupture (MLR).

Dans le premier cas, les structures sont dimensionnées de manière à ce que les contraintes appliquées restent inférieures à la limite d'élasticité. Un coefficient de sécurité est généralement introduit pour éviter tout risque de rupture fragile, ce qui signifie que la contrainte appliquée doit rester inférieure à un certain seuil, inférieur à 1. Cette approche, entièrement décrite par les deux variables σ et σ_E , ne prend pas en compte l'existence de défauts potentiels comme les microfissures.

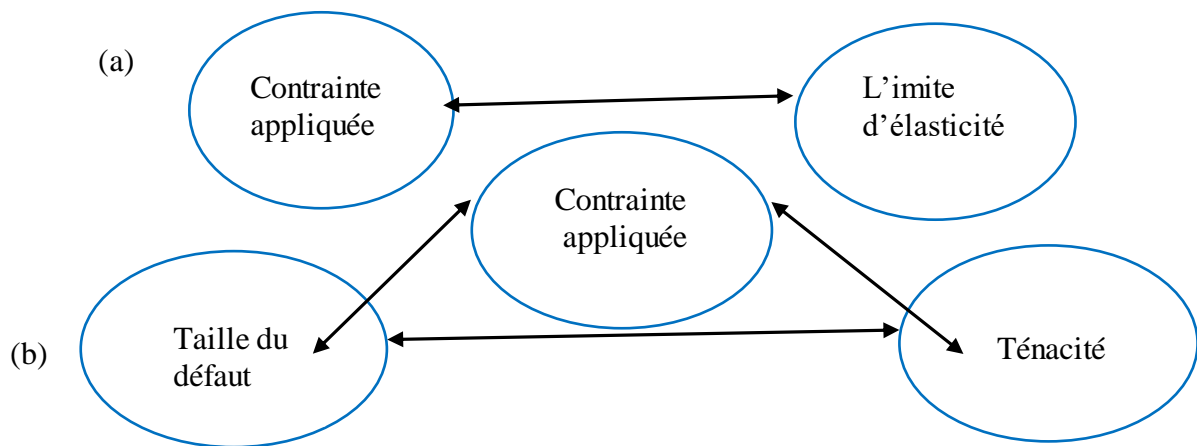


Figure II.5 : Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MLR.

L'approche fondée sur la mécanique linéaire de la rupture, en revanche, utilise trois variables : la contrainte appliquée σ , la ténacité K_c (qui remplace la limite d'élasticité) et une variable liée à la taille du défaut. Pour cette méthode, deux études alternatives peuvent être envisagées : l'une se base sur un critère d'énergie et l'autre sur le concept d'intensité des contraintes critiques. Sous certaines conditions, ces deux études sont équivalentes.

Dans les deux sections suivantes, nous présentons brièvement ces deux études alternatives, en précisant leurs hypothèses et en exposant les calculs correspondants.

II.7. Mode de rupture

La fissuration se manifeste par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties, appelées lèvres de la fissure, introduisant ainsi une discontinuité en termes de déplacements. Les mouvements possibles des lèvres de chaque fissure sont des combinaisons de trois modes indépendants :

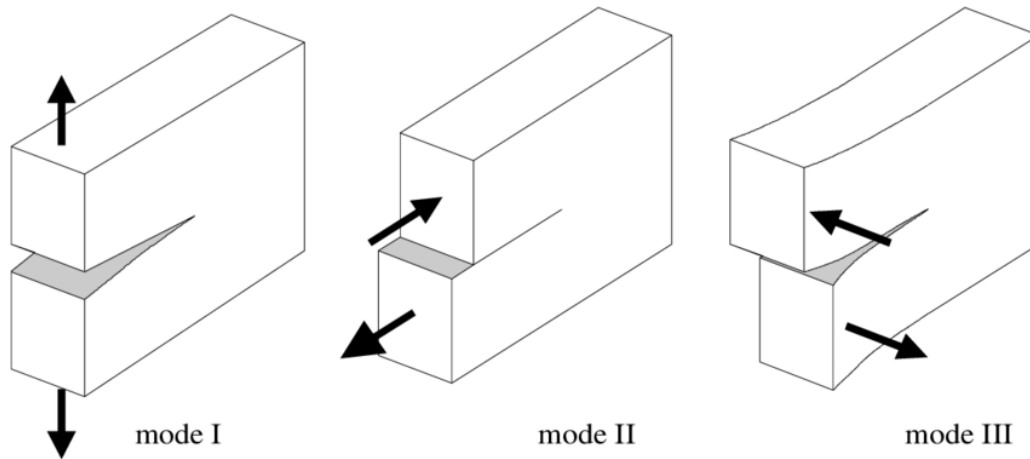


Figure II.6 : Mode de rupture

- Mode I : ouverture (ou clivage)
- Mode II : cisaillement plan
- Mode III : cisaillement anti-plan

Le mode I est le plus critique pour l'extension d'une fissure. Cependant, une fois amorcée, et en présence de sollicitations mixtes ou de géométries complexes, la fissure tend à bifurquer, et reste rarement rectiligne (2D) ou plane (3D).

II.8 Fissuration par fatigue

II.8.1 Courbes de propagation des fissures

L'interprétation de la courbe de dommage repose sur l'existence d'une taille critique de la fissure, qui dépend de la contrainte maximale des cycles. Au-delà de cette taille critique, la propagation des fissures devient irréversible (endommagement) et conduit à la rupture. On cherche donc à suivre la progression des fissures au cours de la fatigue. Les longueurs mesurées peuvent être reportées en fonction du nombre de cycles sous différents niveaux de fissure. Ces courbes montrent que l'importance relative des différentes étapes, amorçage et propagation, dépend de la contrainte maximale. Il est également possible de tracer la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles et de représenter la courbe de fissuration de l'éprouvette ou des pièces considérées, soumises à la contrainte périodique maximale.

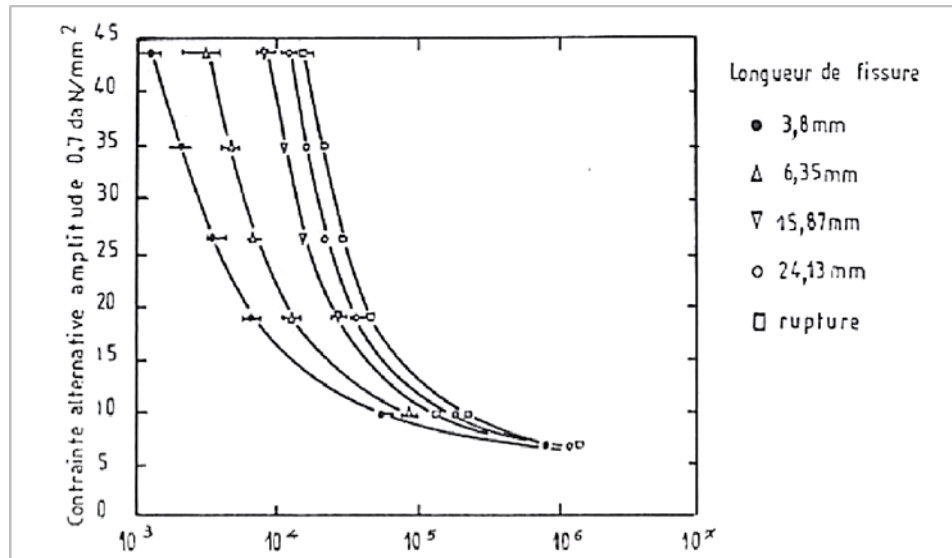


Figure II.7 : Courbe de fissuration donnant la longueur de la fissure selon le nombre de cycles et le niveau de contrainte

Les différents stades observés sont les suivants :

- un stade de croissance rapide des fissures, atteignant des longueurs de l'ordre de quelques microns en surface après quelques millions de cycles.
- un stade de progression plus lente des fissures en surface, dont la durée dépend de l'amplitude de la contrainte.
- un stade de progression rapide, qui précède de peu la rupture finale brutale.

II.8.2. Rupture fragile

Il s'agit d'une rupture contrôlée par la contrainte normale ou contrainte de clivage, se produisant sans déformation plastique (mécanique linéaire de la rupture). Les ruptures sont Trans granulaires (se produisant à l'intérieur d'un grain cohérent suivant des plans cristallographiques bien définis) et présentent des surfaces brillantes avec des facettes

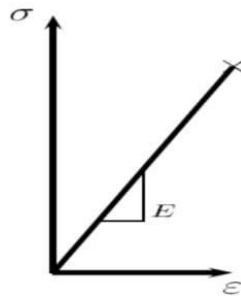


Figure II.8 : Matériaux fragiles [14]

II.8.3. Rupture ductile

La rupture ductile est précédée par une déformation plastique significative (mécanique non linéaire de la rupture). L'aspect de la rupture est granuleux, avec souvent des cupules dues à une décohésion autour des inclusions. En fonction de l'étendue de la zone plastique à la pointe de la fissure, on distingue la plasticité confinée de la plasticité étendue. D'un point de vue mécanique, on peut schématiquement identifier trois zones successives dans un milieu fissuré.[14]

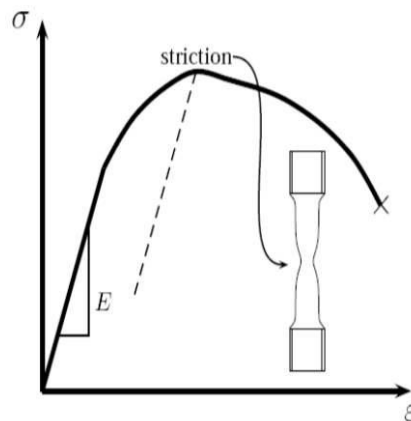


Figure II.9 : Matériaux ductiles

II.9 Diagramme représentatif

Il existe plusieurs façons de représenter les résultats obtenus lors des essais de fatigue, parmi lesquelles :

- Courbe de Wöhler
- Courbe d'équiprobabilité de rupture (courbe PSN)
- Diagramme de Haigh
- Diagramme de Goodman
- Diagramme de Ros
- Diagramme de Moore, Kommers et Jaspers.

II.9.1 Diagramme de Wöhler

(Courbe "S.N" dans les pays anglo-saxons (Stress - Number of cycles)) :

Cette courbe montre la variation d'une contrainte dynamique en fonction du nombre de cycles jusqu'à la rupture (sur une échelle logarithmique). Elle divise le plan de coordonnées en trois domaines [15] :

- 1 - Domaine de la fatigue oligocyclique, où les ruptures surviennent après un petit nombre de cycles ($N \leq 10^5$ cycles).
- 2 - Domaine d'endurance limitée ($N > 10^5$ cycles), où les ruptures surviennent systématiquement après un nombre de cycles croissant avec la diminution des contraintes.

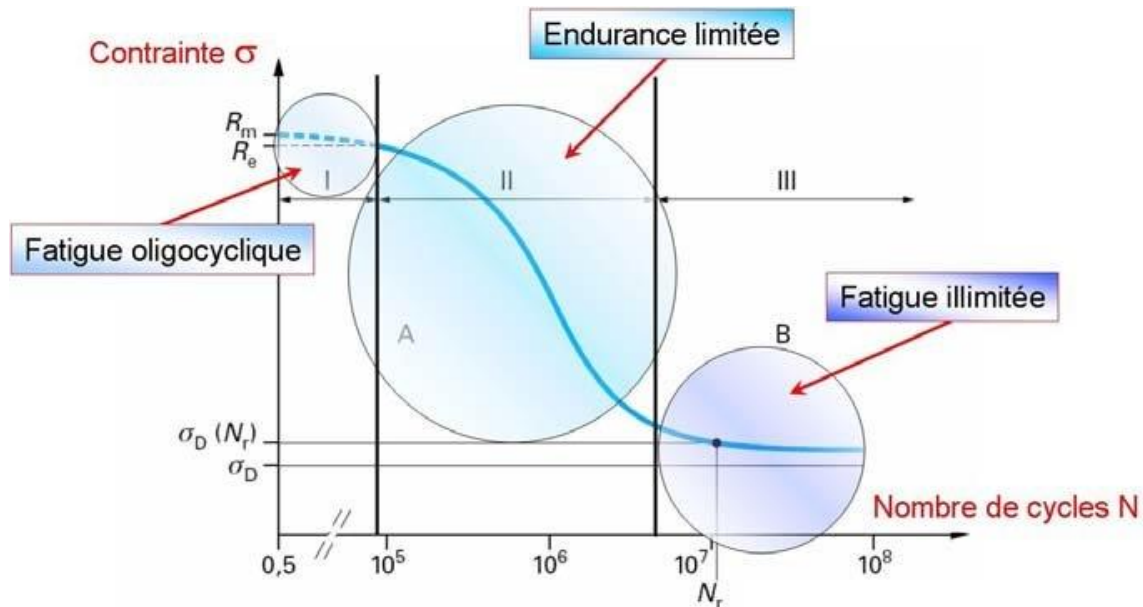


Figure II.10 : Allure de la courbe de Wöhler

3-Domaine d'endurance illimitée, où les ruptures ne se produisent pas avant un nombre de cycles supérieur à la durée de vie prévue de la pièce. Entre les deux derniers domaines, la courbe de Wöhler présente un coude plus ou moins prononcé entre 10^6 et 10^7 cycles.

II.9.2 Courbe d'équiprobabilité de rupture

La courbe de Wöhler, que nous avons évoquée, est une courbe moyenne. Son utilisation peut être délicate car elle indique seulement que la pièce a "autant de chances de se rompre que de ne pas se rompre". Les courbes d'équiprobabilité de rupture, dont la courbe de Wöhler est un cas particulier (probabilité de rupture de 50 %), sont tracées en soustrayant à la valeur moyenne une certaine valeur en fonction de la probabilité de rupture recherchée.

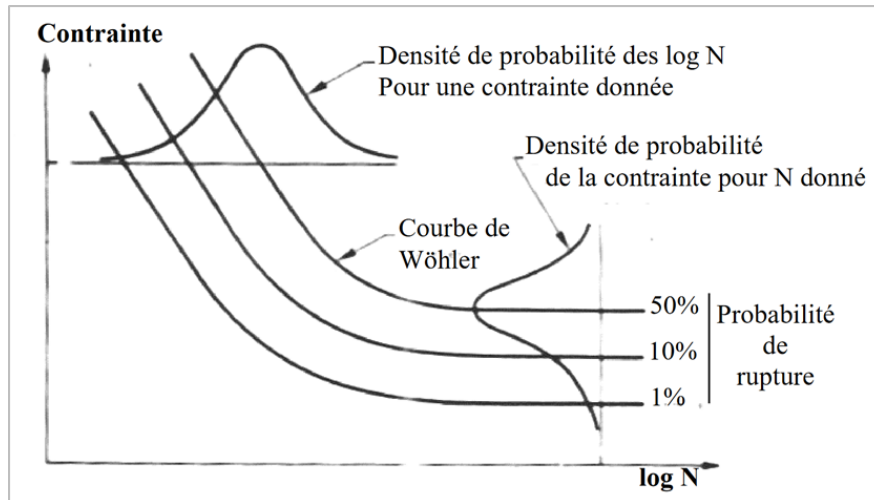


Figure II.11 : Courbe d'équiprobabilité de rupture (résultats théoriques) [15]

II.9.3 Diagramme de Haigh [16]

Ce diagramme montre la variation de l'amplitude de la contrainte en fonction de la contrainte moyenne σ_m pour un nombre donné de cycles jusqu'à la rupture.

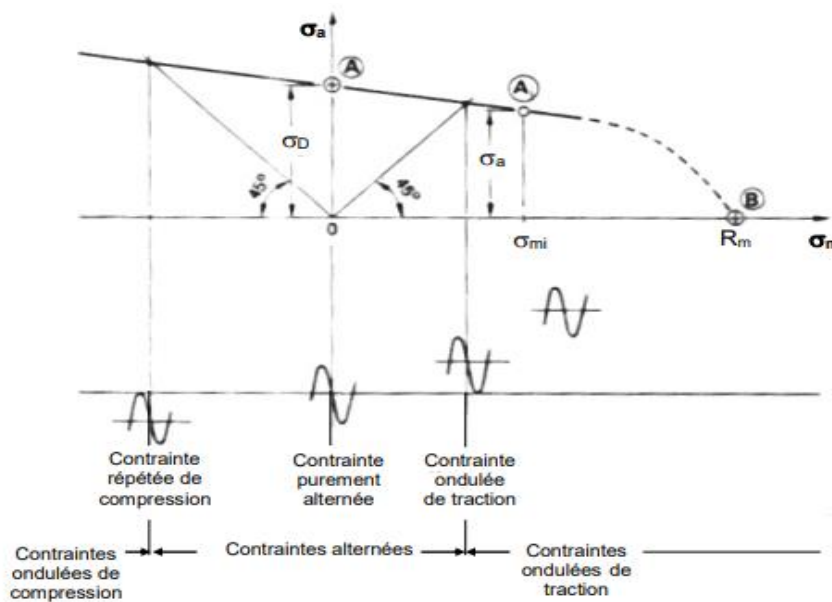


Figure II.12 : Diagramme de Haigh (résultats théoriques)

II.9.4 Diagramme de Goodman

Ce diagramme illustre la variation des contraintes maximales σ_{max} et minimales σ_{min} en fonction de la contrainte moyenne, comme montré à la (figure II.13).

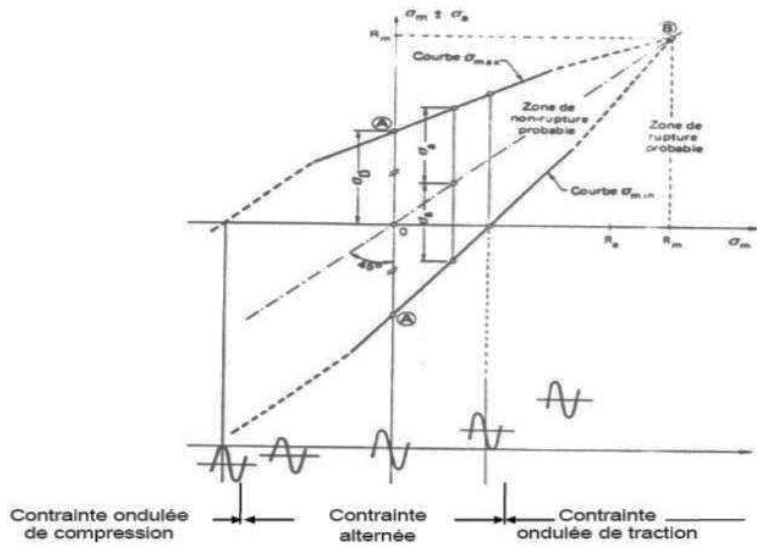


Figure II.13 : Diagramme de Goodman [8]

II.9.5. Diagramme de Ros

Principalement employé dans les pays anglo-saxons, ce diagramme illustre la variation de la contrainte maximale σ_{max} en fonction de la contrainte minimale σ_{min} (figure II.14). [8]

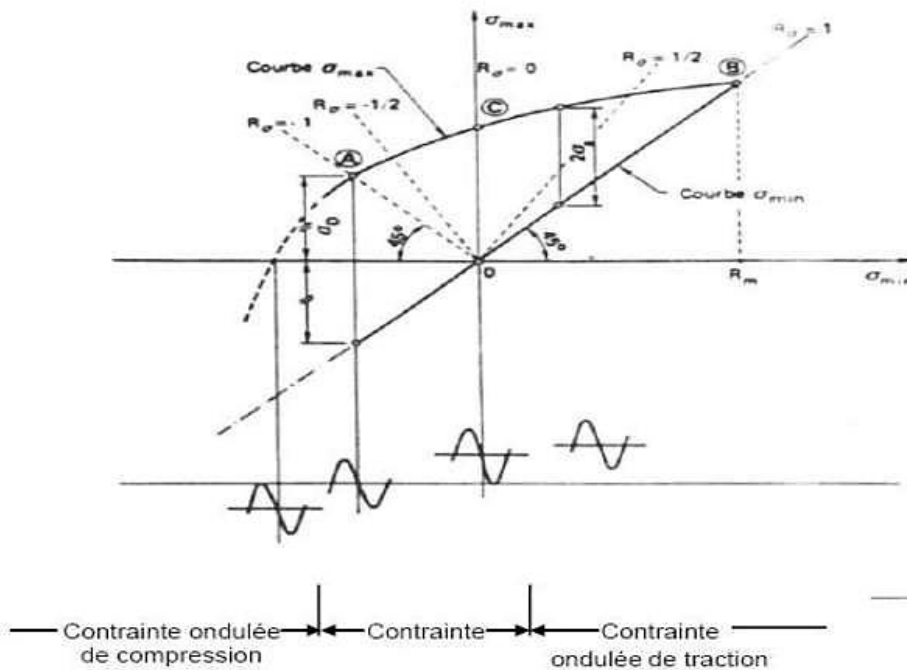


Figure II.14 : Diagramme de Ros

II.9.6. Diagramme de Moore-Kommers-Jaspers

Relativement méconnu et principalement utilisé dans les pays germaniques, ce diagramme montre la variation de la contrainte maximale σ_{max} en fonction du rapport des contraintes $R = \sigma_{min} / \sigma_{max}$ (figure II.15).

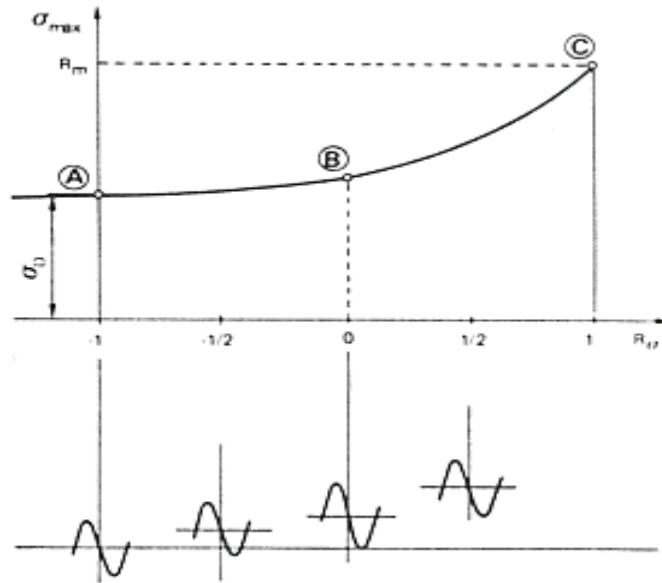


Figure II.15 : Diagramme de Moore-Kommers-Jaspers

II.10. Cycle de fatigue des contraintes

Pendant le processus de fatigue, les échantillons subissent des sollicitations périodiques. La contrainte oscille entre σ_{max} et σ_{min} (Figure II.16). De là, on calcule [13]

- la contrainte moyenne

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (\text{II.4})$$

- l'amplitude de contrainte

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (\text{II.5})$$

- l'étendue de variation de contrainte

$$\Delta_\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min} = 2\sigma_a \quad (\text{II.6})$$

- Le rapport de charge R représente la contrainte minimale sur la contrainte maximale :

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (\text{II.7})$$

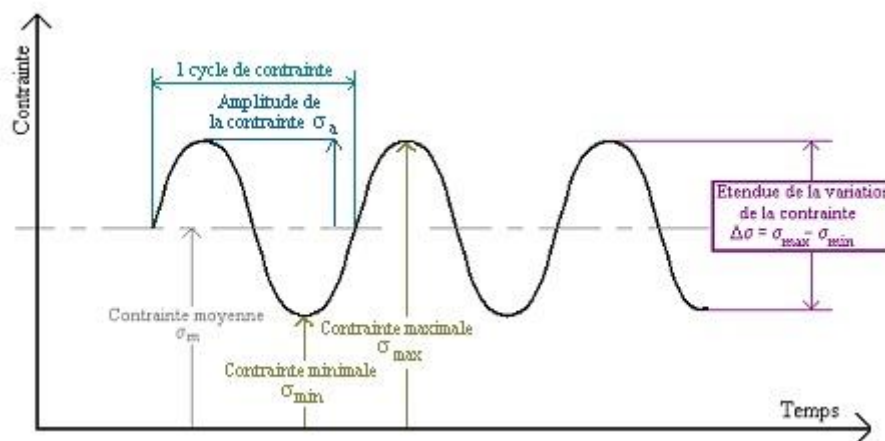


Figure II.16 : Cycle de contrainte en fatigue

La figure (II.16) illustre les diverses configurations de cycles appliqués en relation avec la valeur du rapport de charge.

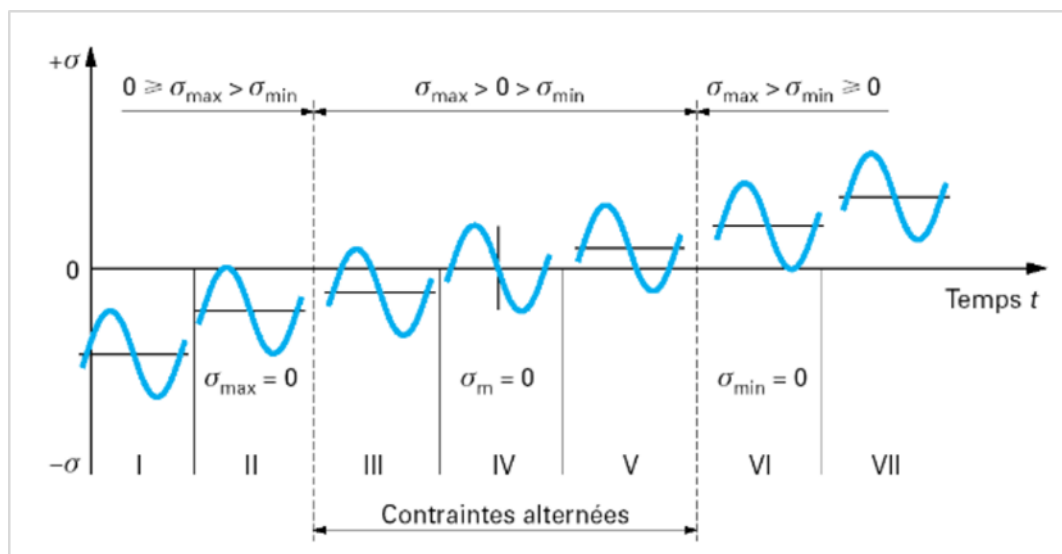


Figure II.17 : Les différentes formes de cycles de contrainte au cours d'essai de fatigue [17]

II.11. Caractéristiques des ruptures en fatigue

Examiner minutieusement toute rupture de composants revêt une importance cruciale dans le processus de développement d'un produit. Pour un observateur averti, cela permet d'identifier les causes de la rupture et d'envisager les mesures correctives à mettre en place pour éviter la récurrence de tels incidents.[18]

II.11.1. Faciès de fatigue sous examen optique

En observant la section de la rupture à l'œil nu ou à la loupe, plusieurs caractéristiques se manifestent (voir figure II.15) : Présence de deux zones distinctes dont l'importance varie en fonction de l'amplitude des contraintes et de la nature du matériau : La rupture soudaine présentant

des marques granulaires ou fibreuses. La fissure de surface caractérisée par une surface lisse. L'examen permet également de déterminer la nature des sollicitations (voir Tableau II.1).

II.11.2. Faciès de fatigue sous examen microscopique

Le microscope électronique à balayage (MEB) offre l'avantage d'un examen direct avec une large gamme de grossissements continus et une flexibilité d'observation sous diverses orientations. L'observation microscopique diffère considérablement de celle à l'œil nu : Rupture brutale (finale) :

- a. Fragile : présente des clivages Trans granulaires lisses avec des réamorçages par formation de "rivières" le long des joints de grains ou des clivages suivant des plans cristallographiques proches à haute densité. Le sens de propagation de la rupture est indiqué par le mouvement des "rivières".
- b. Ductile : exhibe des cupules (dépressions amorcées sur des précipitations) sur les deux surfaces de la rupture, résultant d'une déformation plastique significative. Lorsque les cupules ne sont pas équiaxes (ce qui est généralement le cas sauf en cas de traction pure), le sens de propagation est donné par le grand axe des cupules (voir figure II.18).

	Effet d'entaille nul		Effet d'entaille modéré		Effet d'entaille intense	
	Surcharge modérée	Surcharge élevée	Surcharge modérée	Surcharge élevée	Surcharge modérée	Surcharge élevée
Flexion plane répétée						
Flexion plane alternée						
Flexion rotative						

Figure II.18 : Faciès de fatigue [14]

Type de sollicitation	Contrainte nom. élevée			Contrainte nom. Faible		
	Concentration de contrainte					
	Nulle	Faible	élevée	Nulle	Faible	élevée
Traction-traction Ou Traction-compression						
Flexion plane Ondulée						
Flexion plane Alternée						
Flexion rotative						
Torsion						

Tableau II.1 : Faciès de rupture en fatigue[14]

II.12. Impact des propriétés des matériaux en mécanique de la rupture

En mécanique de la rupture, le choix du concept varie en fonction du comportement physique du matériau.

La classification habituelle de ces concepts est la suivante :

-La mécanique linéaire de la rupture (MLR) est adaptée aux matériaux dont le comportement est principalement linéairement élastique, comme les alliages d'aluminium à durcissement par précipitation, les aciers à haute limite élastique et les céramiques.

-La mécanique élastoplastique de la rupture (MEPR) est utilisée pour les matériaux ductiles tels que les aciers à faible ou moyenne résistance, les aciers inoxydables ou austénitiques et les alliages de cuivre.

-La mécanique dynamique de la rupture (MDR), qu'elle soit linéaire ou non linéaire, est utilisée pour les métaux soumis à des vitesses de déformation élevées ; dans ces conditions, le comportement peut également être viscoplastique. La mécanique viscoélastique de la rupture

(MVER) est principalement destinée aux polymères soumis à des températures inférieures à leur température de transition vitreuse. La mécanique viscoplastique de la rupture (MVPR) est utilisée pour les polymères au-dessus de leur température de transition vitreuse, ainsi que pour les métaux et les céramiques soumis à des températures élevées.

Remarque :

Si le temps n'est pas un facteur dans la MLR et la MEPR, il joue un rôle explicite dans la MDR, la MVER et la MVPR. La MEPR, la MDR, la MVER et la MVPR sont souvent regroupées dans le domaine élargi de la mécanique non linéaire de la rupture (MNLR). Considérons maintenant une plaque fissurée soumise à une charge jusqu'à rupture. La figure 1.20 représente la variation de la contrainte à rupture en fonction de la ténacité du matériau. Pour les matériaux de faible ténacité où la contrainte à rupture varie linéairement avec le facteur de ténacité (relation 1.19), la rupture fragile est le principal mécanisme qui conduit à la défaillance de la structure. La MLR décrit donc le mieux ce type de comportement. Pour les matériaux de très haute ténacité, la MLR n'est plus applicable car les propriétés d'écoulement du matériau gouvernent le mécanisme de rupture. Une simple analyse de charge limite permet alors de dimensionner les structures. Pour les matériaux de ténacité intermédiaire, la MNLR est souvent utilisée.

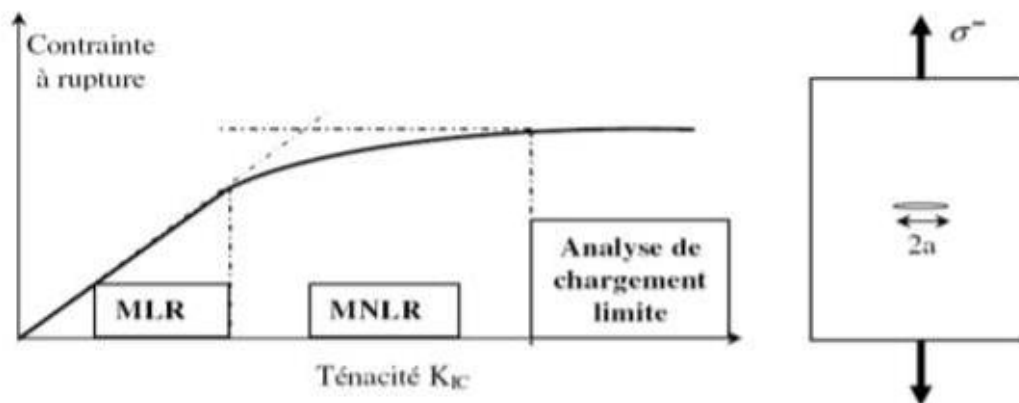


Figure II.20 : Variation de la contrainte en fonction de la ténacité.

II.13. Critère de rupture et propagation

Le calcul de la rupture, une méthode traditionnelle, est associé à un coefficient de sécurité. Il repose sur une connaissance approfondie de la géométrie de la structure et des propriétés mécaniques du matériau utilisé pour sa fabrication. La mécanique de la rupture considère l'état de contrainte près d'une fissure ou d'un défaut géométrique. Elle permet de prédire, en fonction des dimensions de la

fissure, de l'état de chargement et des caractéristiques du matériau, notamment sa ténacité, le chemin de propagation de la fissure et la condition de rupture associée.

II.14. Critère d'énergie

L'approche énergétique repose sur l'idée que l'extension d'une fissure conduisant à la rupture se produit lorsque l'énergie fournie est suffisante pour surmonter la résistance du matériau. Cette résistance comprend l'énergie de création de surface, l'énergie de plastification de l'extrémité de la fissure, et éventuellement d'autres

Types d'énergies dissipatives liées à la propagation de la fissure.

- Griffith a été le premier à proposer un critère d'énergie pour la rupture des matériaux fragiles, ensuite étendu aux matériaux ductiles par d'autres chercheurs (dont Irwin et Orowan).
- L'énergie de Griffith, notée G (également appelée taux de restitution d'énergie), est définie en relation avec la variation d'énergie par unité de surface fissurée, associée à la propagation d'une fissure dans un matériau linéairement élastique. La rupture se produit lorsque G atteint une valeur critique G_c , qui est essentiellement une mesure de la ténacité du matériau.
- Pour une fissure de longueur $2a$ dans une plaque de dimensions infinies (c'est-à-dire lorsque la longueur de la fissure est très petite par rapport aux dimensions de la plaque dans le plan de chargement) constituée d'un matériau de module d'Young E et soumise à une contrainte nominale de traction σ , l'énergie de Griffith G par unité de surface fissurée est donnée par :

$$G = \pi(\sigma^\infty)^2 a/E \quad (\text{II.8})$$

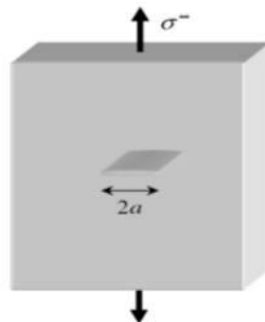


Figure II.21 : Fissure traversant de longueur $2a$ dans une plaque infinie

La rupture survient lorsque la contrainte appliquée σ^∞ atteint une certaine valeur critique σ_R . Ainsi, si G_c représente la valeur critique de l'énergie pour la contrainte appliquée σ_R , la formule précédente se traduit par :

$$G_c = \frac{\pi \sigma_R^2 a_c}{E} \quad (\text{II.9})$$

Remarquons que pour une valeur fixe de G_c , la contrainte à rupture σ_R varie proportionnellement. De même, si les valeurs de G_c et σ^∞ sont fixées, la longueur de défaut critique a_c à laquelle survient la rupture est donnée par :

$$a_c = \frac{E G_c}{\pi (\sigma^\infty)^2} \quad (\text{II.10})$$

La figure II.22 met en évidence la distinction entre l'approche classique, qui ne prend pas en compte l'existence d'une fissure (le critère de rupture est $\sigma^\infty = \sigma_E$), et l'approche par la MLR, qui prend en considération la présence de la fissure (proportionnelle à $1/\sqrt{a}$). La zone de non-rupture située sous les deux courbes représentant les approches précédentes, chacune limitée par la longueur de défaut a_0 , correspond à une approche spécifique.

L'énergie de Griffith G est la force motrice dans un matériau dont la résistance à la rupture est donnée par G_c . Ceci peut être comparé à l'approche basée sur la limite d'élasticité où la contrainte joue le rôle de force motrice dans un matériau dont la résistance à la déformation plastique est donnée par la limite d'élasticité σ_e .

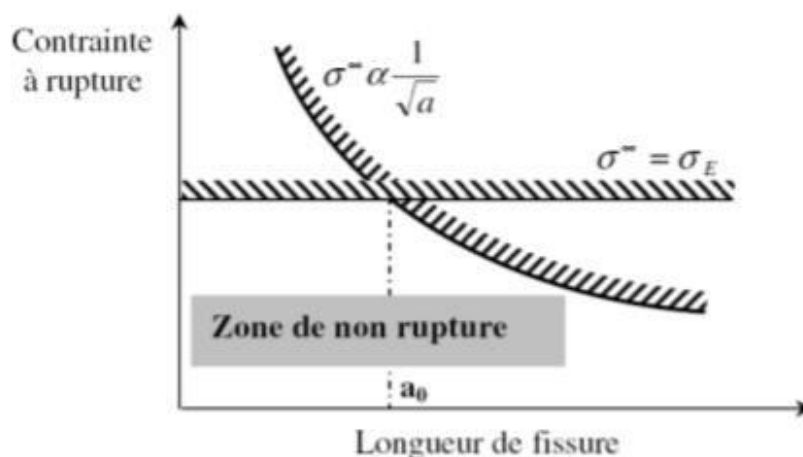


Figure II.22 : Comparaison entre l'approche classique et celle de la MLR.

Cette analogie met en lumière le concept de similitude. La limite d'élasticité d'un matériau, évaluée à partir d'essais sur des éprouvettes de laboratoire, reste constante indépendamment de la taille des

éprouvettes. Ainsi, elle peut être extrapolée pour des structures de différentes tailles, pour autant que le matériau soit suffisamment homogène. Ce principe de similitude constitue l'une des hypothèses fondamentales de la mécanique de la rupture : la ténacité d'un matériau, mesurée par G_c , demeure indépendante de la taille et de la géométrie de la structure fissurée. Cette hypothèse de similitude reste valide tant que le comportement du matériau reste linéaire élastique.

II.15. Analyse dimensionnelle en MLR

L'analyse dimensionnelle en MLR est un outil crucial pour étudier la mécanique de la rupture. - Pour décrire cette approche, examinons les configurations de chargement illustrées dans la figure II.23, où différentes géométries de structures fissurées sont soumises à la même contrainte σ^∞ loin de la fissure. Comme il s'agit de problèmes plans, l'épaisseur des structures n'intervient pas.

-La figure II.23 a représenté une fissure de bord de très petite dimension par rapport à celles de la plaque : le problème est donc traité comme un problème en milieu infini. La plaque est fabriquée dans un matériau dont le comportement est linéaire élastique, avec un module d'Young E et un coefficient de Poisson ν .

-La taille a de la fissure de la figure II.23 b n'est plus négligeable : la largeur L de l'éprouvette devient une variable supplémentaire.

Dans le cas illustré par la figure II.23c, la configuration de chargement est similaire à celle du cas II.23 b, mais cette fois-ci avec un matériau élastoplastique (élastique plastique parfait). Deux autres paramètres doivent être pris en compte : la limite d'élasticité σ_e du matériau et la taille de la zone plastifiée qui se forme à l'extrémité de la fissure.

-Dans le cas le plus général, les contraintes en un point de coordonnées polaires (r, θ) par rapport à l'extrémité de la fissure seront représentées par une fonction de type :

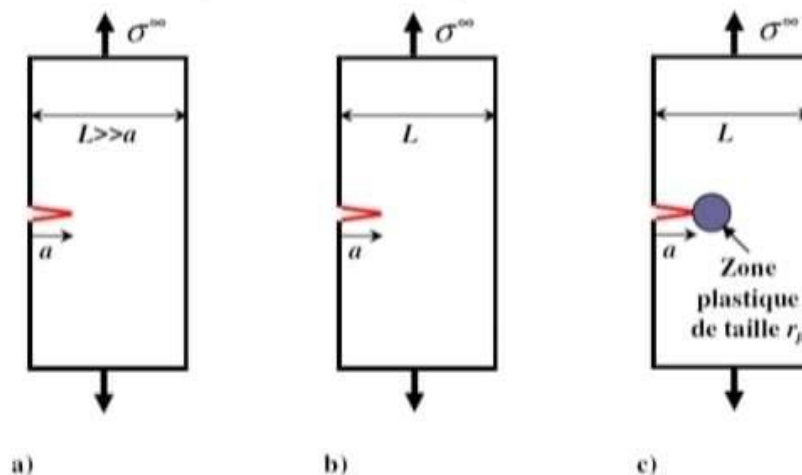


Figure II.23 : Différents cas d'éprouvettes avec fissure de bord

II.16. Conclusion

L'étude sur la fatigue des matériaux constitue un élément crucial dans notre quête pour améliorer la durabilité et la fiabilité des structures et des composants. Cette investigation mettra en lumière plusieurs points clés, chacun contribuant à une meilleure compréhension et gestion de ce phénomène complexe.

Tout d'abord, elle soulignera l'importance fondamentale de comprendre les mécanismes sous-jacents de la fatigue pour anticiper et prévenir les défaillances potentielles. En examinant de près les processus de fissuration et de propagation des fissures, nous pourrons mieux cibler les zones à risque et mettre en place des stratégies efficaces de renforcement et de maintenance.

Ensuite, l'étude mettra en évidence les différentes phases de fatigue, telles que la fatigue oligocyclique, la fatigue limitée et la fatigue illimitée. Chacune de ces phases présente des caractéristiques distinctes en termes de comportement et de durée de vie, ce qui nécessite une approche différente en matière de surveillance et de gestion.

De plus, elle examinera en détail les facteurs influençant la durée de vie en fatigue, notamment l'amplitude de la contrainte, le nombre de cycles et les conditions environnementales. Comprendre comment ces variables interagissent nous permettra d'affiner nos modèles de prédiction et d'optimiser les stratégies d'entretien et de remplacement.

Par ailleurs, l'étude soulignera l'importance cruciale des méthodes d'essai et de modélisation pour évaluer et anticiper les défaillances liées à la fatigue. En utilisant des techniques avancées telles que la simulation numérique et les essais accélérés, nous pourrons mieux évaluer la performance à long terme des matériaux et des structures dans des conditions de chargement réalistes.

Enfin, elle identifiera les lacunes actuelles dans la recherche sur la fatigue des matériaux et proposera des axes de développement pour des études futures. En explorant de nouveaux matériaux, en affinant nos méthodes de modélisation et en intégrant des approches multidisciplinaires, nous pourrons progresser vers une gestion plus efficace et proactive de la fatigue des matériaux, garantissant ainsi la sécurité et la durabilité des infrastructures et des équipements à long terme.

Chapitre III

Simulation et interprétations des résultats

Chapitre III

Simulation et interprétations des résultats

III.1. Introduction

La réparation par patch des structures métalliques fissurées est une technique largement adoptée pour prolonger la durée de vie des composants. En intégrant un patch, on renforce la résistance à la rupture en réduisant le facteur d'intensité de contrainte. Comparée aux méthodes traditionnelles telles que le boulonnage ou le rivetage, cette approche présente plusieurs avantages. Cette section du mémoire offre un état de l'art sur les effets des réparations par patch composite soumises à des chargements cycliques, à la fois à amplitudes constantes et variables, sur les alliages d'aluminium utilisés dans les structures aéronautiques.

III.2. Code AFGROW

AFGROW est un cadre d'analyse de tolérance aux dommages (DTA) convivial, flexible et intuitif qui permet aux utilisateurs d'analyser l'initiation de fissures, la croissance de fissures par fatigue et la rupture pour prédire la durée de vie des structures métalliques. Il s'agit de l'un des outils de prédiction de durée de vie de croissance de fissures les plus efficaces et les plus largement utilisés disponibles aujourd'hui. AFGROW a été initialement développé pour les applications aérospatiales ; cependant, il peut être appliqué à tout type de structure métallique sujette à la fissuration par fatigue. AFGROW a mis en œuvre des solutions d'intensité de contrainte API-579 (K) et un critère de rupture pour l'évaluation de la conformité au service (FFS) dans les applications de pipelines. AFGROW comprend cinq modèles de taux de croissance de fissures (équation de Forman, équation de Walker, recherche tabulaire, méthode de Harter-T et équation NASGRO). AFGROW comprend également une capacité d'initiation de fissures basée sur la durée de vie sous contrainte avec une grande base de données de paramètres matériels et d'autres options telles que : solutions d'intensité de contrainte définies par l'utilisateur, facteurs de modification bêta définis par l'utilisateur et une capacité d'analyse des contraintes résiduelles. Une variété d'outils utiles sont également inclus (filtrage du spectre, filtrage de la solution K, comptage cyclique du spectre, capacités de copier/coller étendues et sortie vers MS Excel). L'interface graphique utilisateur (GUI) d'AFGROW comprend une animation de croissance de fissures en temps réel, des tracés de longueur de fissure par rapport au cycle et des tracés de modèle de taux de croissance de fissure avec la capacité de superposition de données. AFGROW fournit des interfaces d'automatisation

COM (Component Object Model) qui permettent à AFGROW d'interfacer avec d'autres applications Windows pour effectuer des tâches répétitives ou contrôler AFGROW à partir de ces applications. Un outil de génération de spectre (Gestionnaire de spectre) est également inclus avec AFGROW pour aider les utilisateurs à développer et gérer des données d'historique de charge pour générer un spectre de charge.

III.3. Modèle de NASGROW

NASGRO est une suite de programmes utilisée pour analyser la fracture et la croissance de fissures de fatigue dans les structures et les composants mécaniques. Le logiciel est développé conjointement par le Southwest Research Institute (SwRI) et la NASA dans le cadre d'un accord de Space Act, avec un soutien supplémentaire du consortium NASGRO et de l'Administration fédérale de l'aviation (FAA). NASGRO se compose de modules intégrés avec des interfaces graphiques conviviales qui calculent les facteurs d'intensité de contrainte (K), la durée de vie de la croissance de fissures et la taille critique des fissures, stockent, récupèrent et ajustent les données de croissance de fissures et de ténacité de fracture. NASGRO est actuellement le logiciel de mécanique de la rupture et de croissance de fissures le plus largement utilisé dans le monde.

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}\right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_c}\right)^q} \quad (\text{III.1})$$

Les alliages d'aluminium sélectionnés pour cette simulation incluent le **2024-T3**, le **2024-861**, le **7075-T73**, et le **7075-T6**

Tableau III.1 : Paramètre du modèle de propagation des alliages d'aluminium

Alliage d'Aluminium	c	n	p	q
2024 T3	1.5451e-11	3.284	0.5	1
2024 T861	4.4791e-11	3.181	0.5	1
7075 T73	2.7674e-11	3.321	0.5	1
7075 T6	4.0211e-11	2.947	0.5	1

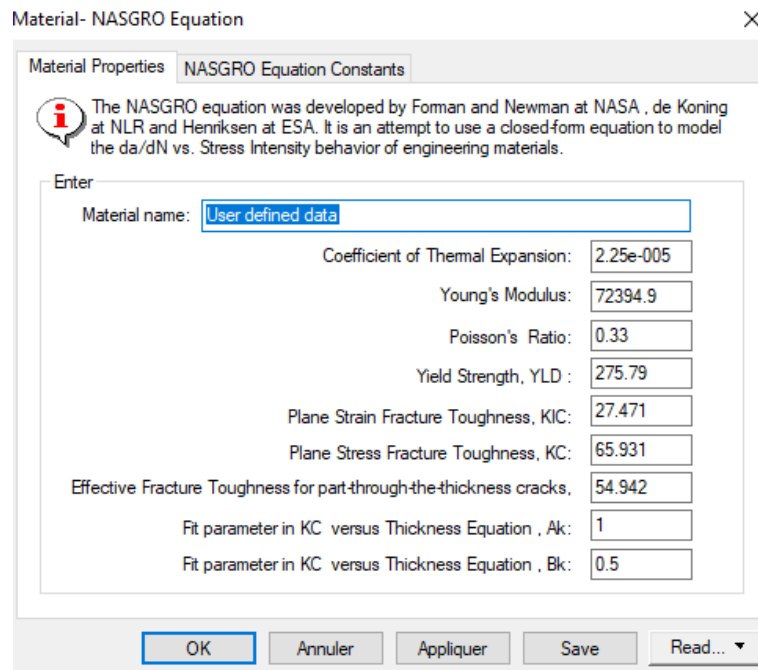


Figure III.1 : Interface des différents paramètres de l'équation de NASGRO

Présentation du modèle :

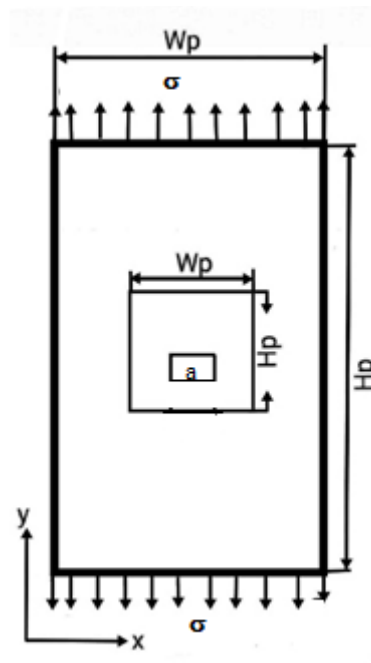


Figure III.2 : Modèle géométrique

Notre modèle est une plaque en alliage d'aluminium de dimensions $L = 200\text{mm}$ de longueur, $W = 100\text{mm}$ de largeur et $T = 2\text{mm}$ d'épaisseur, présentant une fissure interne centrale soumise à une traction sur sa partie supérieure et inférieure par des chargements cycliques, afin de l'analyser

en fatigue. Différents paramètres ont été étudiés, notamment le rapport entre la contrainte minimale et maximale, le choix du matériau pour la plaque, et la comparaison de résistance entre différents matériaux proposés, y compris celui qui résiste le mieux aux sollicitations, tenant compte du fait que la plaque est testée à la fois sans réparation et avec réparation par deux composites, tels que le **Graphite / Epoxy** et le **Bore / Epoxy**.

Tableau III.2 : Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium 2024 T3

Le module de Young E (MPa)	73084.4
La limite d'élasticité σ_e (MPa)	386.106
Le coefficient de Poisson " ν "	0.33
Le coefficient de dilatation thermique α (1/K)	2.32e-005

III.4 Plaque son réparation et avec réparation par patch en composite

Nous avons utilisé un seul patch en composite, composé de Graphite / Epoxy, pour réparer la fissure sur notre plaque. Cette réparation a été effectuée pour évaluer son impact sur la durabilité de la plaque fissurée. Nous avons utilisé un composite de six (06) plis, disposés de manière symétrique selon des orientations de fibres de 45° , -45° , 0° et 90° (voir figure III.4).

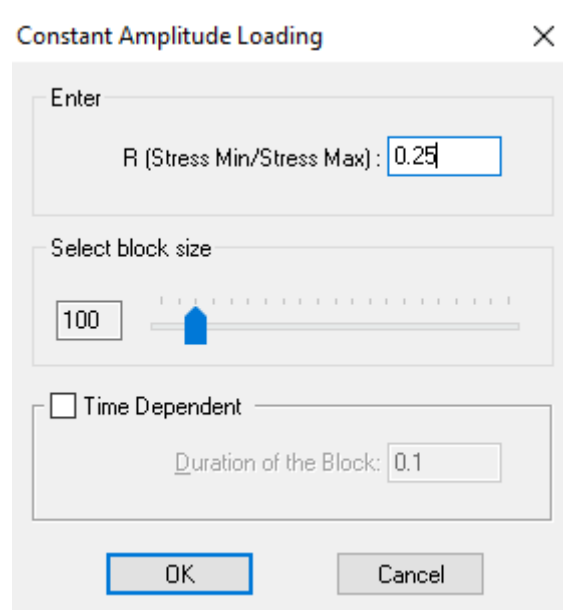
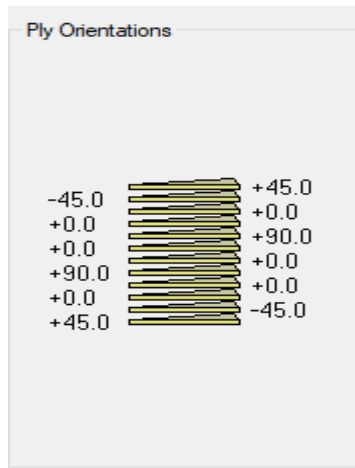
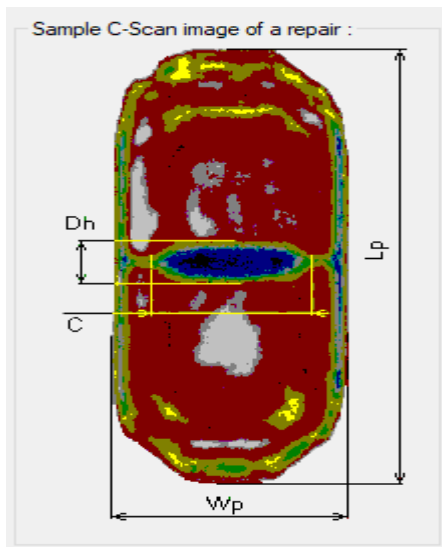


Figure III.3 : Interface du rapport de charge $R=0.25$



Le nom	FM-73
Le module de cisaillement (MPa)	413.68
L'épaisseur (m)	0.00015
La largeur (m)	0.10
La longueur (m)	0.10

Figure III.4 : Orientation des fibres et propriétés du patch (Graphite / Epoxy)



Le module de Young Ex (MPa)	106182
Le module de Young Ey (MPa)	46252.6
Le module de cisaillement GXY (MPa)	16992.6
L'épaisseur (m)	0.0017
La largeur (m)	0.10
La longueur (m)	0.10

Figure III.5 : Les propriétés mécaniques et les dimensions de l'adhésif FM-73.

L'adhésif utilisé est le FM 73, avec ses spécifications telles que la contrainte de cisaillement, l'épaisseur et les dimensions requises pour le collage.



Figure III.6 : Représentation de la plaque réparée par patch en composite

Les cycles de charge utilisés dans notre étude sont appliqués aux paramètres du modèle de propagation NASGRO pour l'alliage d'aluminium 2024 T3, 2024 T861, 7075 T73 et 7075 T6.

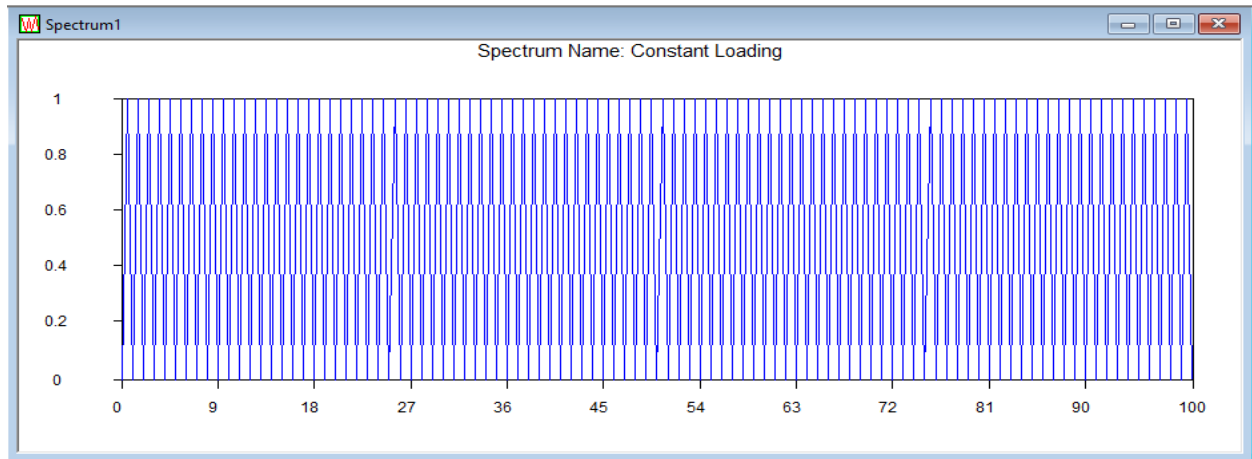


Figure III.7 : Chargement cyclique à amplitude constante

III.5. Propagation des fissures de fatigue

La vitesse de propagation des fissures est caractérisée par un paramètre tel que le FIC, et la taille critique de défaut (ne pas dépasser) est directement liée à la ténacité du matériau. Par exemple, pour la fissuration par fatigue des alliages métalliques, la propagation de fissure.

da / dN est généralement représentée par **la relation empirique de Paris** :

$$\frac{da}{dN} = A(\Delta K)^m \quad (\text{III.2})$$

Où A et m sont des constantes du matériau, et ΔK l'amplitude du facteur d'intensité des contraintes.

III.6. Modèle de retardation

Modèles mathématiques ont été élaborés pour prendre en compte le retard dans les procédures d'intégration de la croissance des fissures. Tous les modèles sont basés sur des hypothèses simples, mais dans certaines limites et lorsqu'ils sont utilisés avec expérience, chaque modèle produira des résultats qui peuvent être utilisés avec une confiance raisonnable. Les deux modèles de zone de rendement par Wheeler [19] et par Willenborg et al. [20], ainsi qu'un modèle de fermeture de fissure par Bell & Creager [21] seront brièvement discutés. Des informations détaillées et des applications des modèles de fermeture peuvent être trouvées dans Bell & Creager [21], Rice & Paris [22], Chang & Hudson [23], et Wei & Stephens [24].

Modèle de Wheeler

Wheeler définit un facteur de réduction de la croissance de la fissure, C_p :

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_r = C_p f(\Delta K) \quad (\text{III.3})$$

Où $f(\Delta K)$ est la fonction habituelle de croissance de la fissure, et (da / dN) est le taux retardé de croissance de la fissure. Le facteur de retard, C_p , est donné comme :

$$C_p = \left(\frac{r_{pi}}{a_{oL} + r_{poL} + a_i} \right)^m \quad (\text{III.4})$$

Avec :

r_{pi} : Taille actuelle de la zone plastique dans le cycle considéré.

a_i : Taille actuelle de la fissure.

r_{poL} : Taille plastique générée par une précédente excursion de charge plus élevée.

a_{oL} : Taille de la fissure à laquelle l'excursion de charge plus élevée s'est produite.

m : Constante empirique.

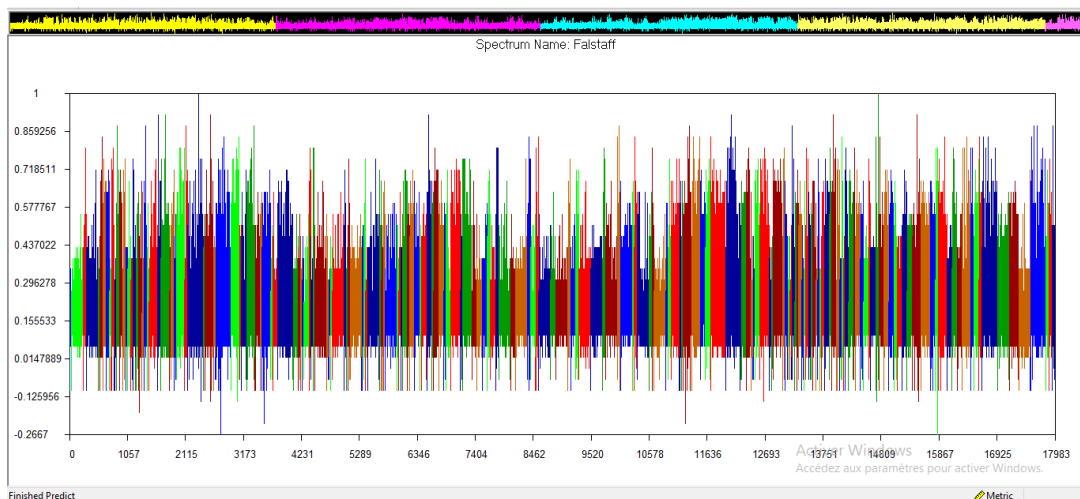


Figure III.8 : Chargement cyclique à amplitude variable sous-surcharge

III.7. Résultats & interprétations

III.7.1. Effet du rapport de charge

Les figures (III.9, III.10, III.11, III.12, III.13.... III.20) présentent l'effet du rapport de charge sur la durée de vie en propagation de fatigue de la plaque non réparée et réparée par deux patch (Graphite / Epoxy) et (Bore / Epoxy) à partir d'une fissure initiale de $a_0 = 0$ mm, par quatre alliages d'aluminium sont respectivement 2024 T3, 2024 T861, 7075 T73 et 7075 T6. Le chargement appliqué consiste en des cycles de charge d'amplitude constante. Les rapports de charge testés sont $R = 0.15 ; 0.25 ; 0.6$ et 0.7 . On observe que l'augmentation du rapport de charge entraîne une augmentation de la durée de vie, due à la diminution de l'amplitude des chargements $\Delta\sigma$ ($\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$).

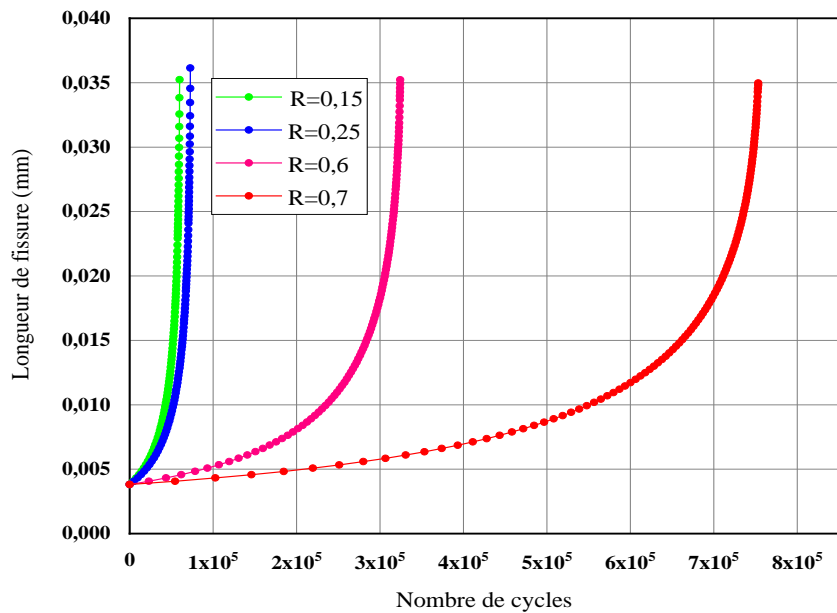


Figure III.9 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (2024-T3)

Pour un rapport de charge $R=0,15$ et $R=0,25$ l'augmentation du nombre de cycles sont très faible qui atteinte respectivement $0,6 \cdot 10^5$ cycles et $0,81 \cdot 10^5$ cycles avec un rapport de charge $R=0,6$ le nombre de cycles atteints $3,2 \cdot 10^5$ cycles, et pour $R=0,7$ nous remarquons que le nombre de cycles est très élevé qui atteints à $7,5 \cdot 10^5$ cycles, donc les analyses des diverses charges appliquées sur la plaque non réparée révèlent une relation stricte entre l'augmentation du rapport de charge et l'accroissement de la durée de vie du matériau. En d'autres termes, à mesure que le rapport de charge augmente, la résistance de la plaque s'améliore par rapport aux charges moins élevées. Ceci démontre que lorsque la contrainte minimale se rapproche de la contrainte maximale, la durabilité de la plaque s'en trouve accrue.

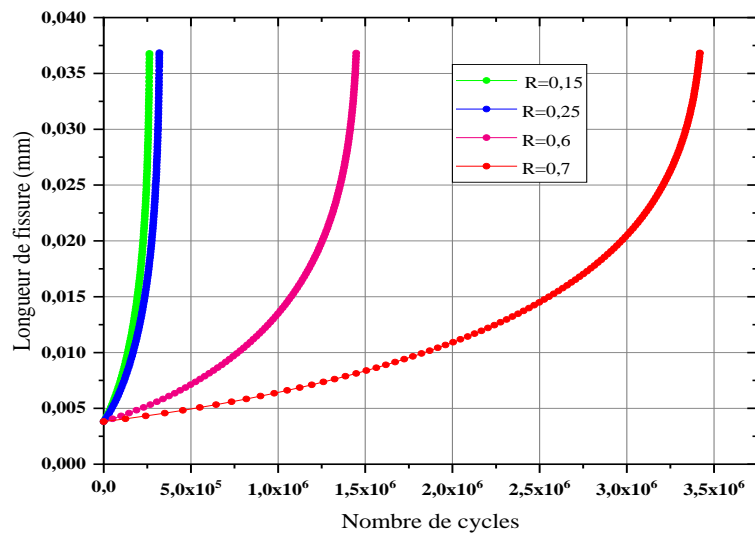


Figure III.10 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (2024-T3)

L'effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy pour tous les rapports de charge est remarquable. On observe une nette augmentation de cette durée de vie, atteignant environ :

2,5. 10⁵ cycles pour R=0.15

3,5. 10⁵ cycles pour R=0.25

1,6. 10⁶ cycles pour R=0.6

3,5. 10⁶ cycles pour R=0.7

Ainsi, le nombre de cycles demeure strictement proportionnel au rapport de charge.

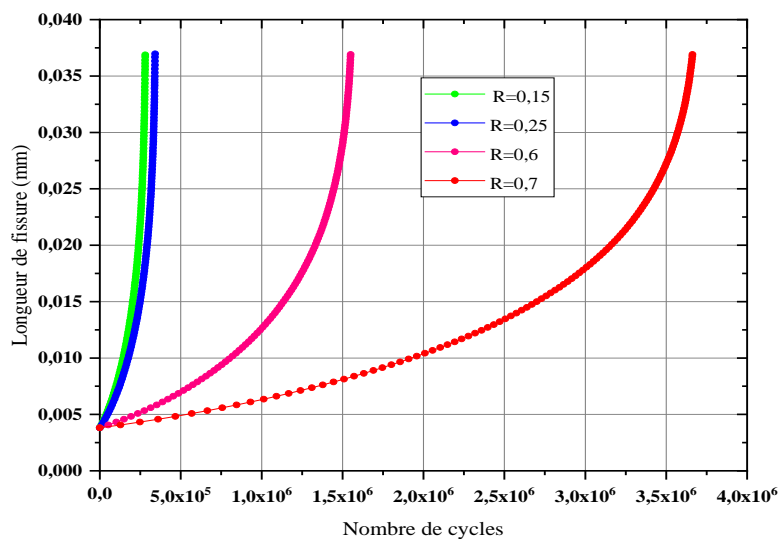


Figure III.11 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (2024-T3)

L'impact du rapport de charge sur la durabilité en fatigue de la plaque réparée avec le patch (Bore / Epoxy) est significatif, grâce à ses propriétés mécaniques améliorées. Pour un rapport de charge $R=0.7$, le nombre de cycles atteint approximativement $3,70 \cdot 10^6$ cycles, démontrant ainsi une durée de vie considérablement étendue.

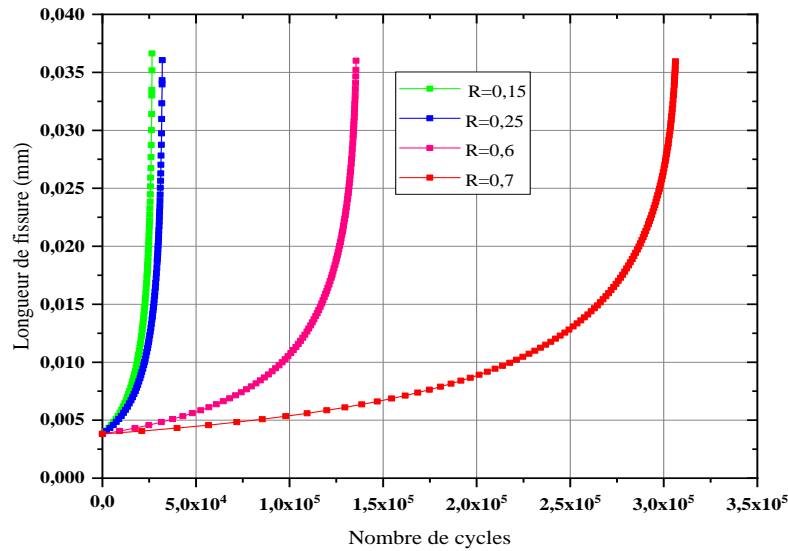


Figure III.12 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (2024-T861)

L'examen des différentes charges exercées sur la plaque non réparée met en évidence une corrélation directe entre l'augmentation du rapport de charge et l'extension de la durée de vie du matériau. En clair, à mesure que le rapport de charge augmente, la résistance de la plaque s'accroît par rapport aux charges moins élevées. Cela indique que lorsque la contrainte minimale se rapproche de la contrainte maximale, la résistance à la fatigue de la plaque est renforcée.

$3,1 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0.7$ la plus élevée que les autres résultats.

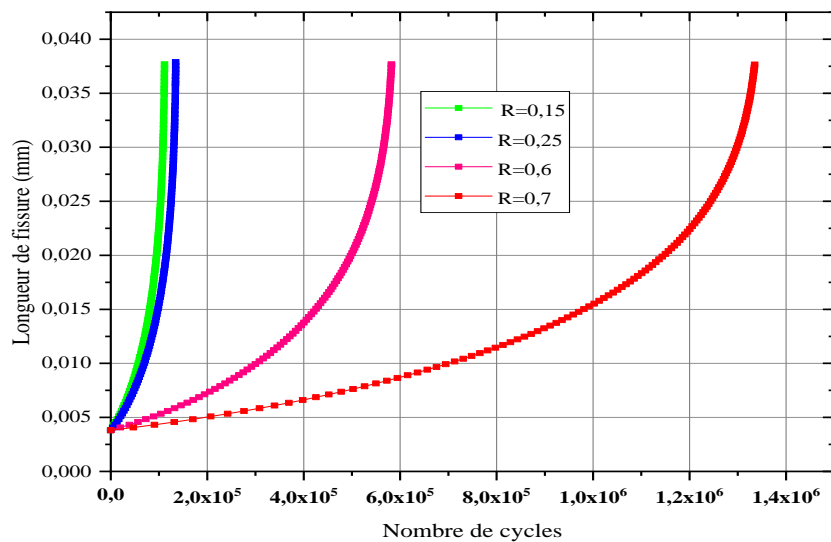


Figure III.13 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (2024-T861)

L'impact du rapport de charge sur la durabilité en fatigue de la plaque réparée avec le patch (Graphite / Epoxy) est notable pour le matériau 2024-T861 AL employé. Une amélioration significative de la durée de vie est observée, atteignant environ :

1.10^5 cycles pour $R=0.15$

$1,40.10^5$ cycles pour $R=0.25$

6.10^5 cycles pour $R=0.6$

$1,34.10^6$ cycles pour $R=0.7$

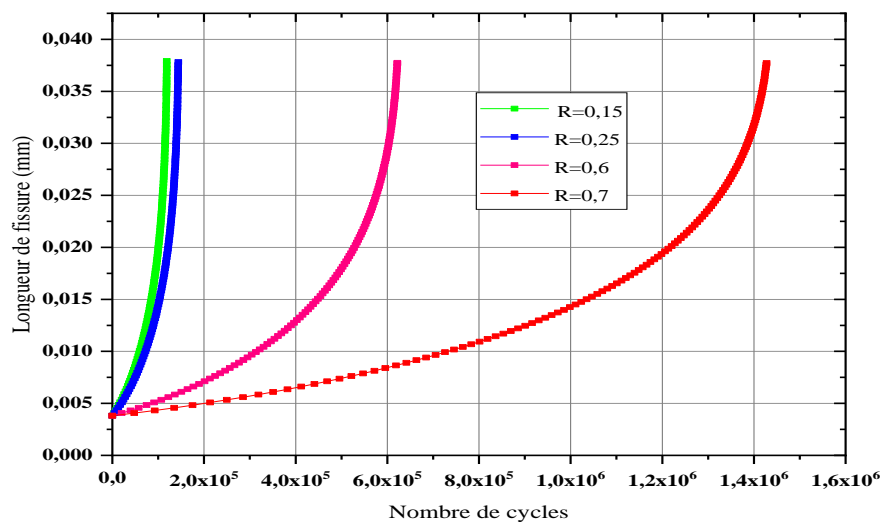


Figure III.14 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (2024-T861)

L'effet du rapport de charge sur la résistance à la fatigue de la plaque, réparée avec le patch (Bore / Epoxy), est notable, bénéficiant de ses propriétés mécaniques améliorées. Pour un rapport de charge de $R=0.7$, le nombre de cycles atteint environ $1,42 \cdot 10^6$, ce qui témoigne d'une extension significative de sa durée de vie.

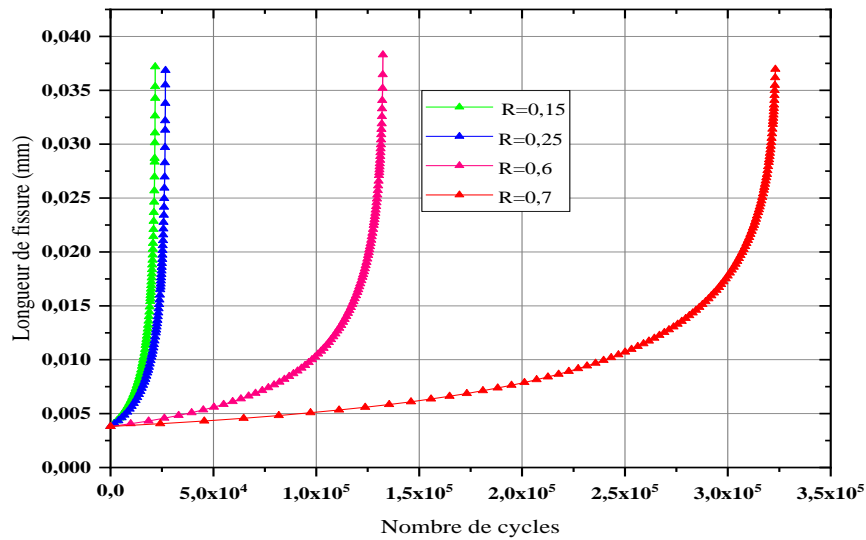


Figure III.15 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (7075-T73)

Les études des différentes charges exercées sur la plaque non réparée mettent en évidence une corrélation directe entre l'augmentation du rapport de charge et l'extension de la durée de vie du matériau 7075-T73 AL, dans lequel $R=0.7$ le nombre de cycles atteint $3,25 \cdot 10^5$ cycles maximums.

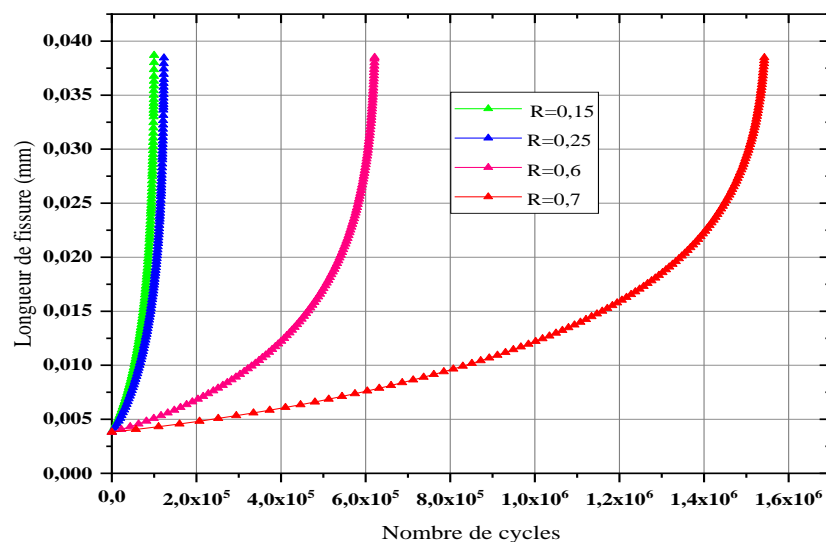


Figure III.16 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (7075-T73)

L'effet du rapport de charge sur la résistance à la fatigue de la plaque réparée avec le patch (Graphite / Epoxy) est remarquable pour tous les matériaux utilisés. Une amélioration significative de la durée de vie est constatée, atteignant approximativement :

1.10^5 cycles pour $R=0.15$

$1,20.10^5$ cycles pour $R=0.25$

$6,2.10^5$ cycles pour $R=0.6$

$1,54.10^6$ cycles pour $R=0.7$

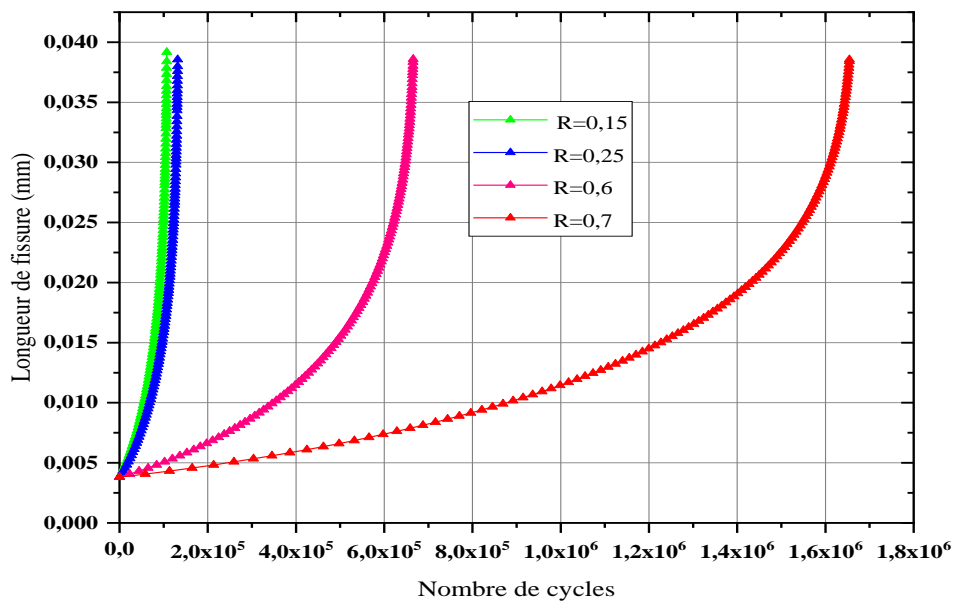


Figure III.17 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (7075-T73)

L'influence du rapport de charge sur la résistance à la fatigue de la plaque, réparée avec le patch bore/époxy, est remarquable, grâce à ses propriétés mécaniques améliorées. Pour un rapport de charge de $R=0.7$, le nombre de cycles atteint environ $1,65.10^6$, démontrant ainsi une extension significative de sa durée de vie

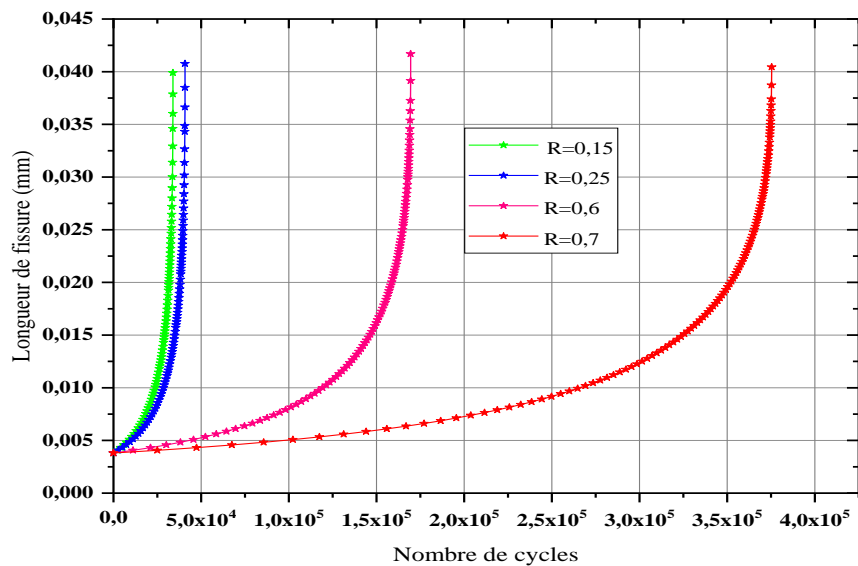


Figure III.18 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque non réparée (7075-T6)

Les analyses des diverses charges appliquées sur la plaque non réparée soulignent une relation directe entre l'accroissement du rapport de charge et la prolongation de la durée de vie du matériau 7075-T6 AL. Pour un rapport de charge de $R=0,7$, le nombre maximal de cycles atteint est de $3,75 \cdot 10^5$.

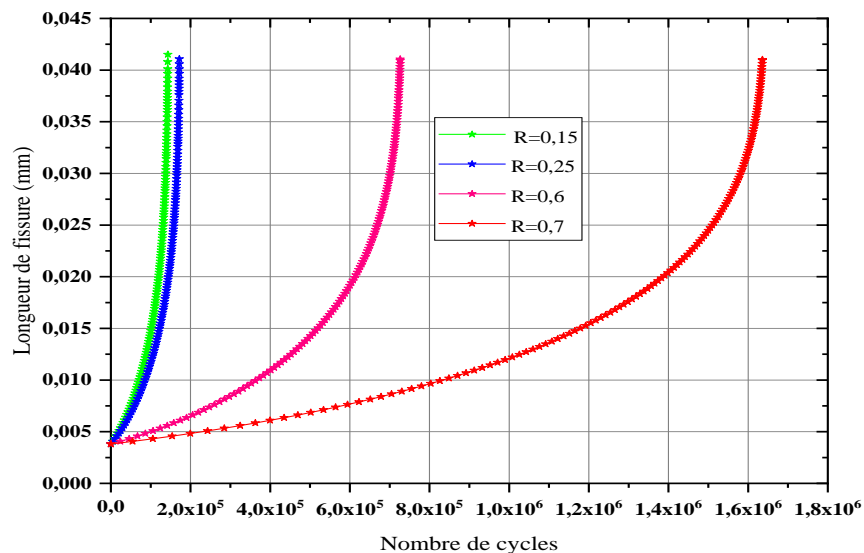


Figure III.19 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Graphite / Epoxy (7075-T6)

L'impact du rapport de charge sur la résistance à la fatigue de la plaque réparée avec le patch (Graphite / Epoxy) est notable pour l'ensemble des matériaux employés. On observe une amélioration substantielle de la durée de vie, atteignant approximativement :

$1,14 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0.15$

$1,16 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0.25$

$7,12 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0.6$

$1,62 \cdot 10^6$ cycles pour $R=0.7$

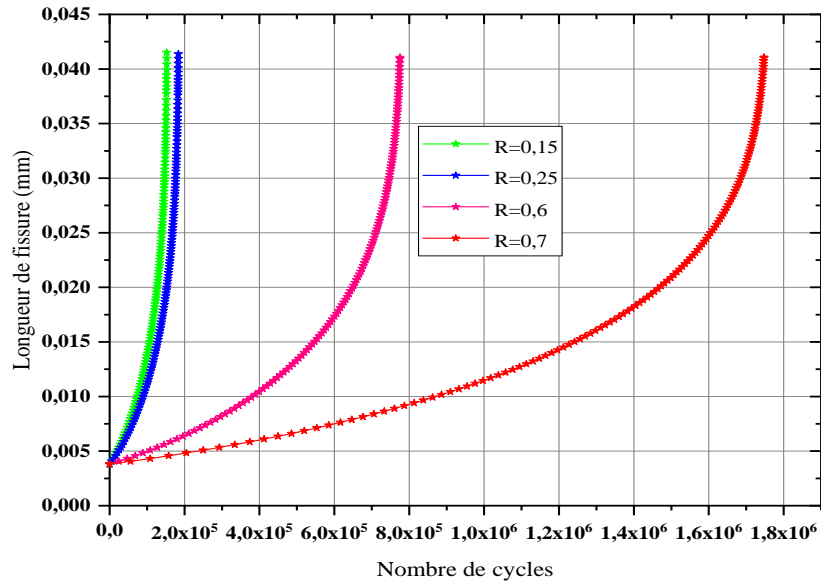


Figure III.20 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une plaque réparée en Bore / Epoxy (7075-T6)

L'impact du rapport de charge sur la résistance à la fatigue de la plaque, réparée avec le patch bore/époxy, est remarquable en raison de l'amélioration de ses propriétés mécaniques. Pour un rapport de charge de $R=0.7$, le nombre de cycles atteint environ $1,76 \cdot 10^6$, illustrant ainsi une extension notable de sa durée de vie.

III.7.1.1. Effet des différents matériaux

- R=0.6

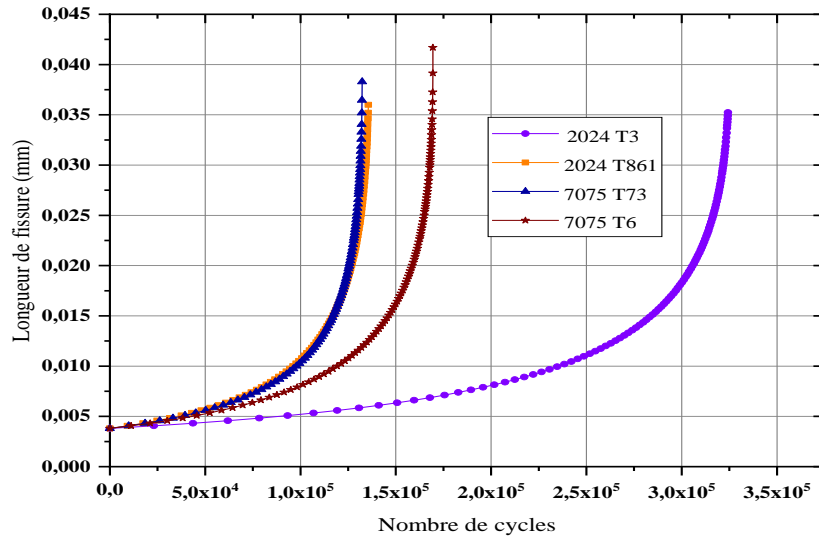


Figure III.21 : Effet des matériaux utilisés sur la durée de vie pour une plaque sans réparation

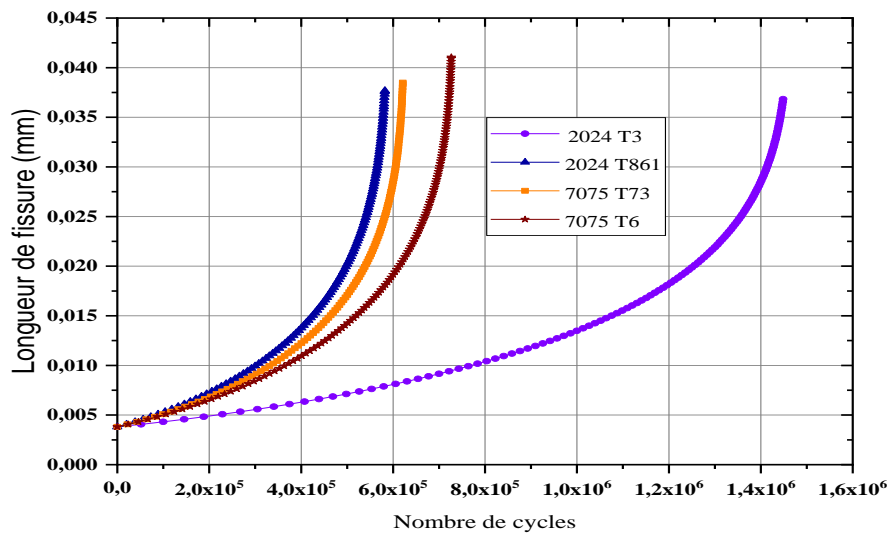


Figure III.22 : Effet des matériaux utilisés sur la durée de vie pour une plaque avec réparation par Graphite / Epoxy

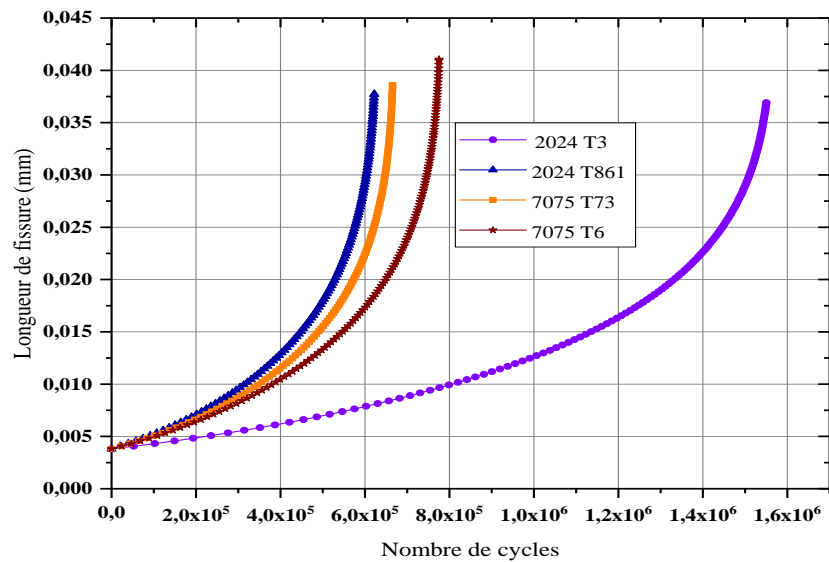


Figure III.23 : Effet des matériaux utilisés sur la durée de vie pour une plaque pour les 04 matériaux (Bore / Epoxy)

Ces trois figures III.21, III.22 et III.23 présentent une comparaison graphique des différents matériaux étudiés, mettant en lumière celui qui offre la meilleure résistance et fiabilité pour une durée de vie prolongée, en particulier dans le domaine aéronautique. Nous concluons que le matériau 2024-T3 AL est le plus adapté à ces structures en raison de sa légèreté, de sa résistance et d'autres propriétés uniques qui garantissent une durée de vie plus longue et plus performante par rapport aux autres matériaux étudiés, à savoir le 2024-T861 AL, le 7075-T3 AL et le 7075-T6.

III.7.1.2.Effet du matériau 2024-T3

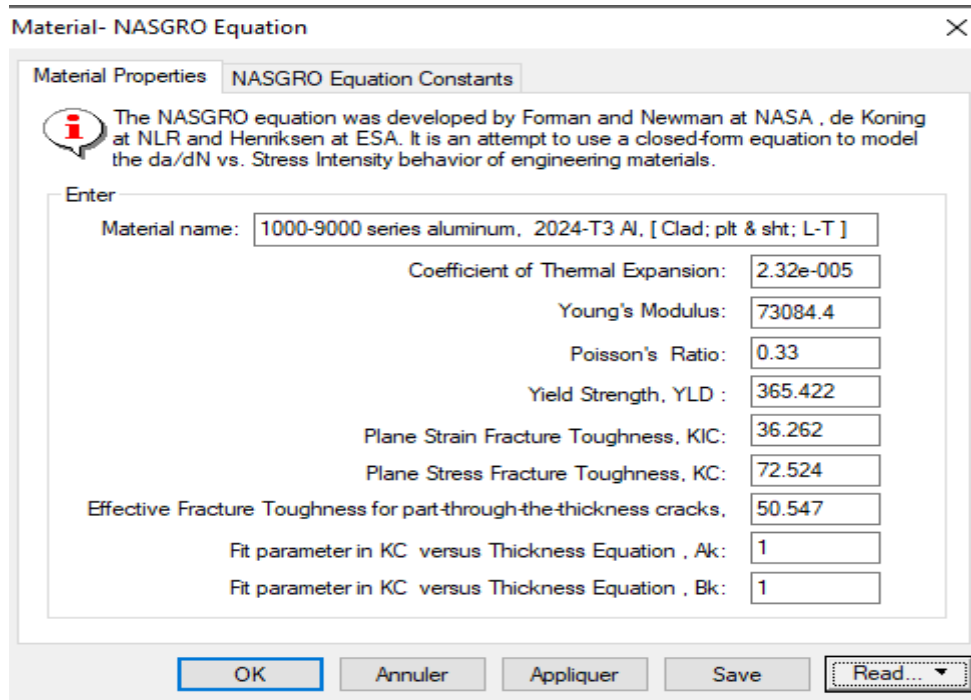


Figure III.24 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 2024-T3 AL

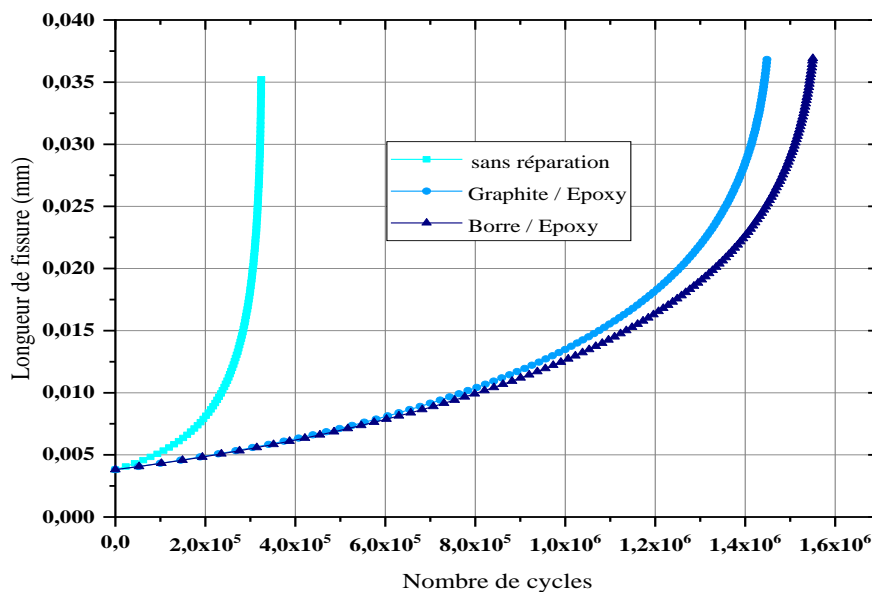


Figure III.25 : Effet des patches sur la durée de vie pour le matériau 2024-T3 AL

L'impact de l'alliage aluminium 2024-T3 AL sur la variation de la durée de vie de la propagation des fissures est significatif pour les plaques non réparées et réparées avec du (Bore / Epoxy) et du (Graphite / Epoxy), surtout à un rapport de charge $R=0.6$. Les propriétés supérieures des patches en

composite pour la réparation et l'absorption des contraintes au niveau de la tête de fissure sont clairement visibles, améliorant ainsi la durée de vie de la plaque. Celle-ci peut atteindre environ $1,58 \cdot 10^6$ cycles avec le (Bore / Epoxy) et environ $1,45 \cdot 10^6$ cycles avec le (Graphite / Epoxy).

III.7.1.2.Effet du matériau 2024 T-861

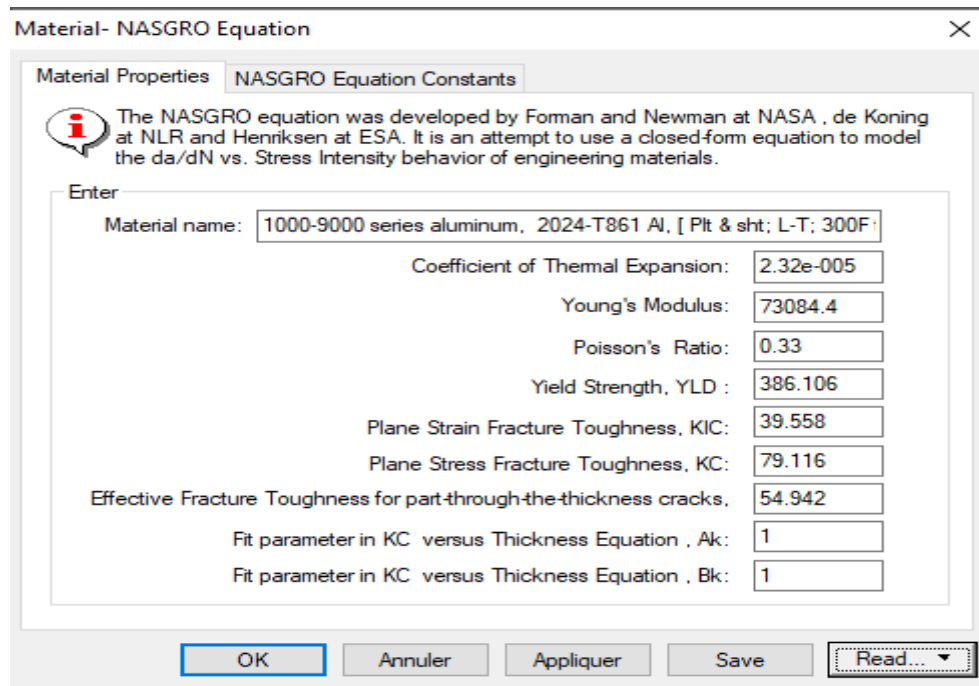


Figure III.26 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 2024-T861 AL

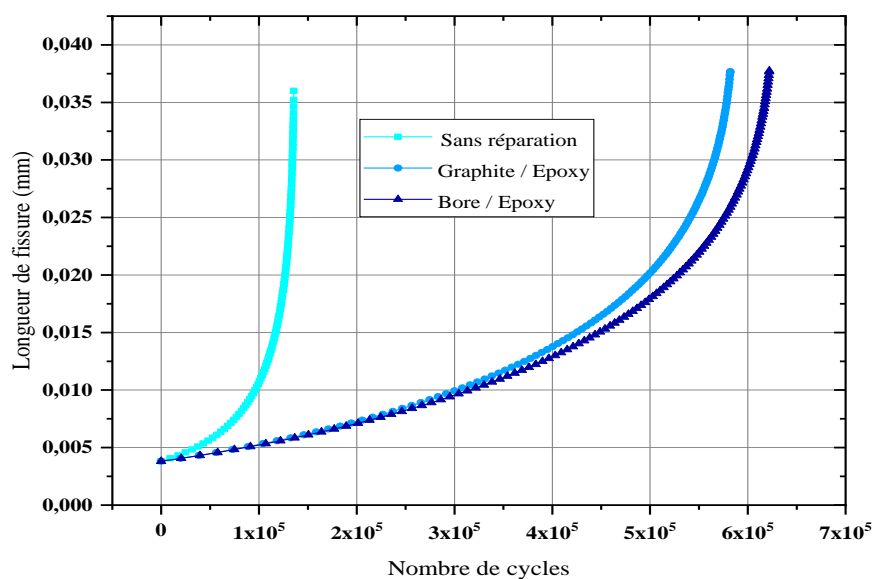
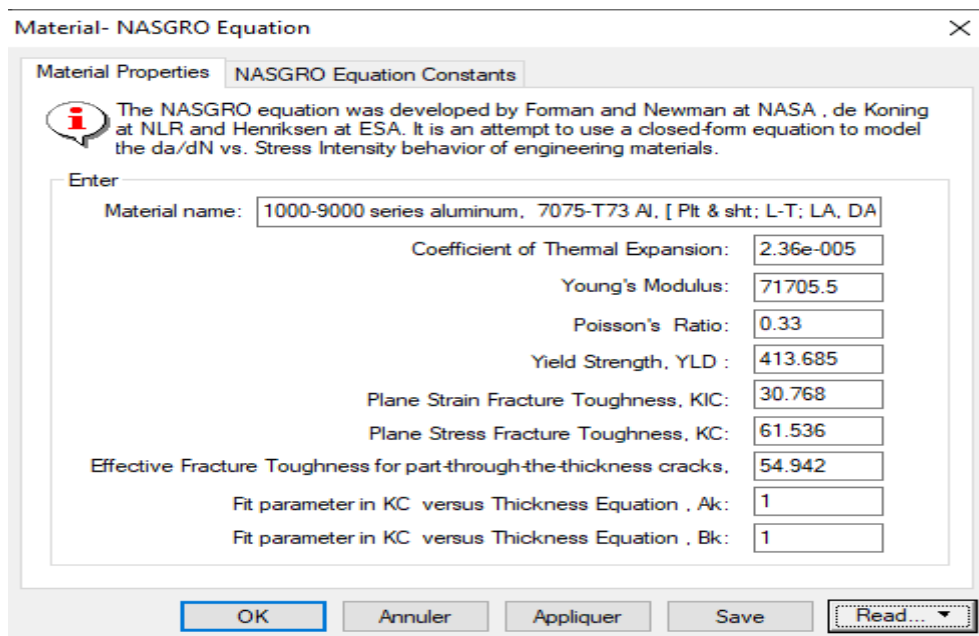


Figure III.27 : Effet des patches sur la durée de vie pour le matériau 2024-T861 AL

En ce qui concerne le matériau 2024-T861 AL et sa variation de la durée de vie sur la propagation de fissure, aussi bien pour les plaques non réparées que réparées avec du (Bore / Epoxy) ou du (Graphite/Epoxy), les résultats sont les suivants : pour les plaques non réparées, le nombre de cycles est de $1,3 \cdot 10^5$ cycles, tandis que pour le patch (Bore / Epoxy), il est d'environ $6,2 \cdot 10^5$ cycles et pour le (Graphite / Epoxy), d'environ $5,8 \cdot 10^5$ cycles. On constate que la réparation avec un patch en composite prolonge toujours la durée de vie des structures, et que le (Bore / Epoxy) est plus dur que le (Graphite / Epoxy).

III.7.1.3.Effet du matériau 7075-T73



The screenshot shows a software dialog box titled "Material- NASGRO Equation". It has two tabs: "Material Properties" and "NASGRO Equation Constants". The "NASGRO Equation Constants" tab is active. At the top, there is an information icon and a text box explaining the NASGRO equation. Below this, there is a section labeled "Enter" containing several input fields for material properties. The "Material name" field is filled with "1000-9000 series aluminum, 7075-T73 Al, [Plt & sht; L-T; LA, DA". Other fields include "Coefficient of Thermal Expansion" (2.36e-005), "Young's Modulus" (71705.5), "Poisson's Ratio" (0.33), "Yield Strength, YLD" (413.685), "Plane Strain Fracture Toughness, KIC" (30.768), "Plane Stress Fracture Toughness, KC" (61.536), "Effective Fracture Toughness for part-through-the-thickness cracks" (54.942), "Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Ak" (1), and "Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Bk" (1). At the bottom, there are buttons for "OK", "Annuler", "Appliquer", "Save", and a "Read..." button with a dropdown arrow.

Property	Value
Material name	1000-9000 series aluminum, 7075-T73 Al, [Plt & sht; L-T; LA, DA
Coefficient of Thermal Expansion	2.36e-005
Young's Modulus	71705.5
Poisson's Ratio	0.33
Yield Strength, YLD	413.685
Plane Strain Fracture Toughness, KIC	30.768
Plane Stress Fracture Toughness, KC	61.536
Effective Fracture Toughness for part-through-the-thickness cracks	54.942
Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Ak	1
Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Bk	1

Figure III.28 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075-T73 AL

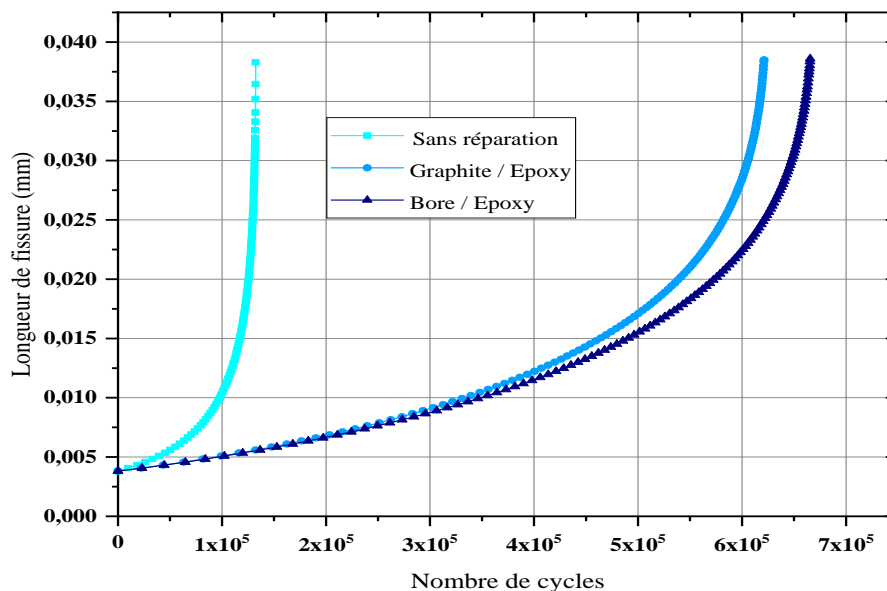


Figure III.29 : Effet des patches sur la durée de vie pour le matériau 7075-T73 Al

En ce qui concerne l'impact du matériau 7075-T73 AL sur la variation de la durée de vie de la propagation des fissures, que ce soit pour les plaques non réparées ou réparées avec du (Bore/ Epoxy) ou du (Graphite / Epoxy), on observe à nouveau que le (Bore / Epoxy) offre une meilleure réparation. Cela se traduit par une augmentation significative de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée, avec un nombre de cycles atteignant $6,7 \cdot 10^5$ cycles. En comparaison, le (Graphite / Epoxy) atteint un nombre de cycles d'environ $6,2 \cdot 10^5$ cycles.

III.7.1.4.Effet du matériau 7075-T6

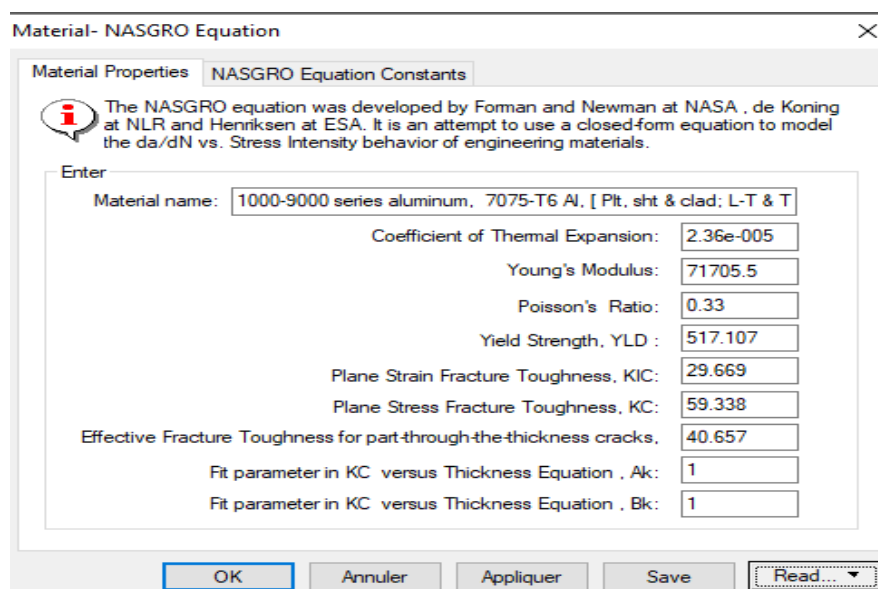


Figure III.30 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075-T6 AL

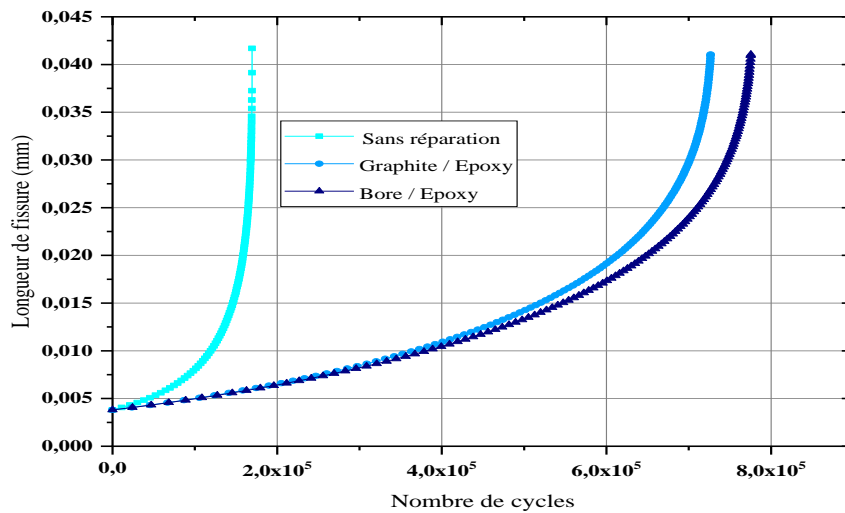


Figure III.31 : Effet des patches sur la durée de vie pour le matériau 7075 T76 Al

Concernant l'effet du matériau 7075-T6 AL sur la variation de la durée de vie sur la propagation de fissure, pour la plaque non réparée et réparée par le (Bore / Epoxy) et (Graphite / Epoxy), toujours le (Bore / Epoxy), présente une meilleure réparation de vue, son augmentation de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée dont un nombre de cycles très important qui atteint presque $8,10^5$ cycles, puis le (Graphite / Epoxy) avec un nombre de cycles d'environ $7,1.10^5$ cycles, et le matériau 7075-T6 il reste le meilleur matériau que les autres.

III.8.Effet de rapport de charge en fonction de la vitesse de fissuration ΔK :

✚ Pour le 2024 T3 AL :

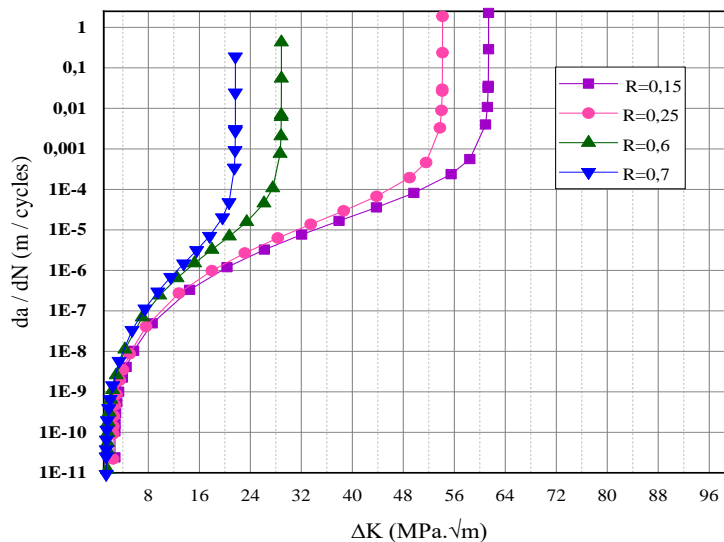


Figure III.32 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée

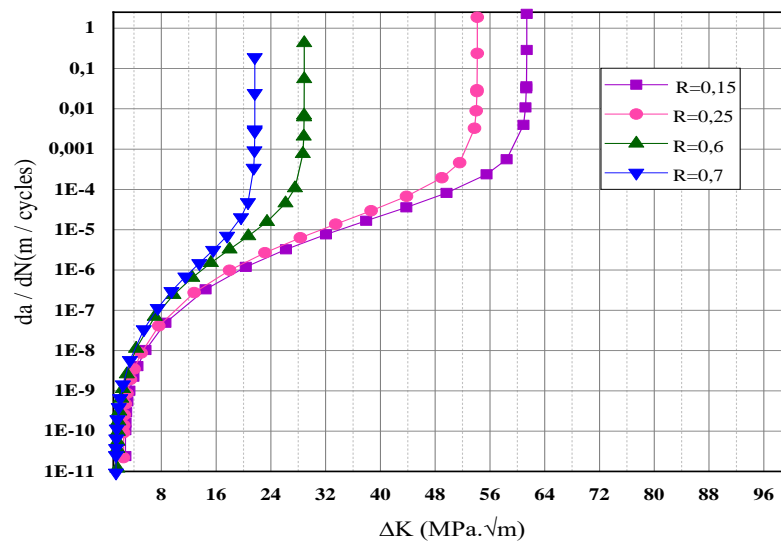


Figure III.33 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy

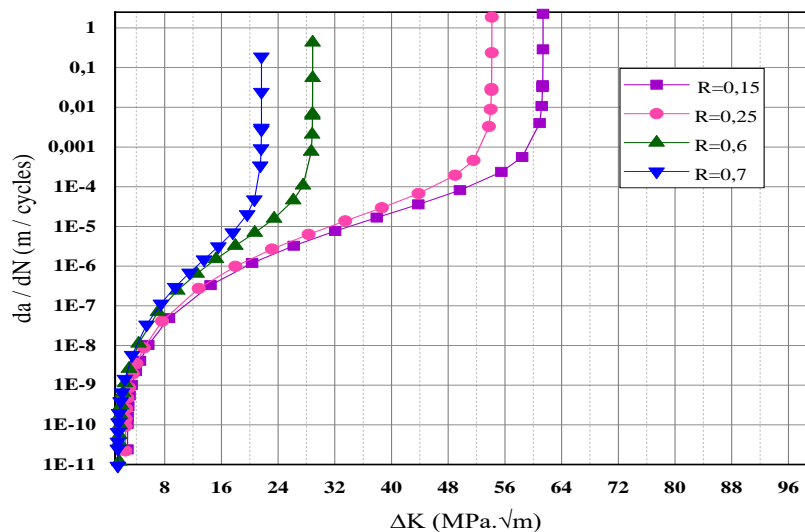


Figure III.34 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy

Les figures III.32, III.33 et III.34 mettent en évidence l'influence du rapport de charge sur le taux de croissance des fissures de fatigue pour trois états de la plaque (non réparée, réparée par Graphite / Epoxy et par Bore / Epoxy). Elles montrent une tendance générale à l'augmentation de (da / dN) avec R pour une valeur donnée de ΔK . Une influence significative de R sur ce matériau a été clairement observée, surtout à des niveaux élevés de ΔK . À faible facteur d'intensité de contrainte, une légère diminution du taux de croissance des fissures est constatée avec l'évolution de R , tandis qu'à des contraintes élevées, une augmentation marquée de la croissance des fissures est observée.

Ceci souligne l'importance cruciale du rapport de charge R dans la propagation des fissures de fatigue pour ce matériau, en particulier à des valeurs élevées de ΔK où les contraintes sont plus élevées. Il est essentiel de tenir compte de R lors de l'évaluation de la durée de vie des structures affectées par des fissures de fatigue dans ce matériau.

✚ Pour le 2024-T861 :

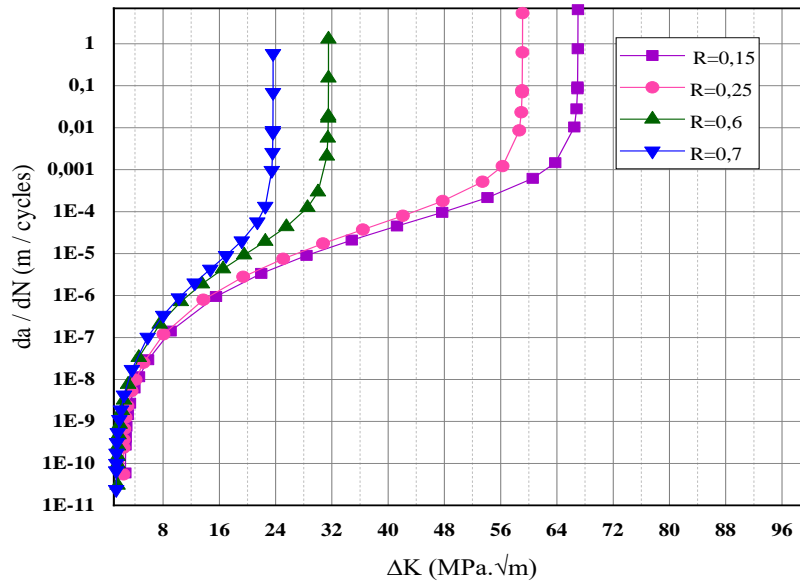


Figure III.35. Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparé

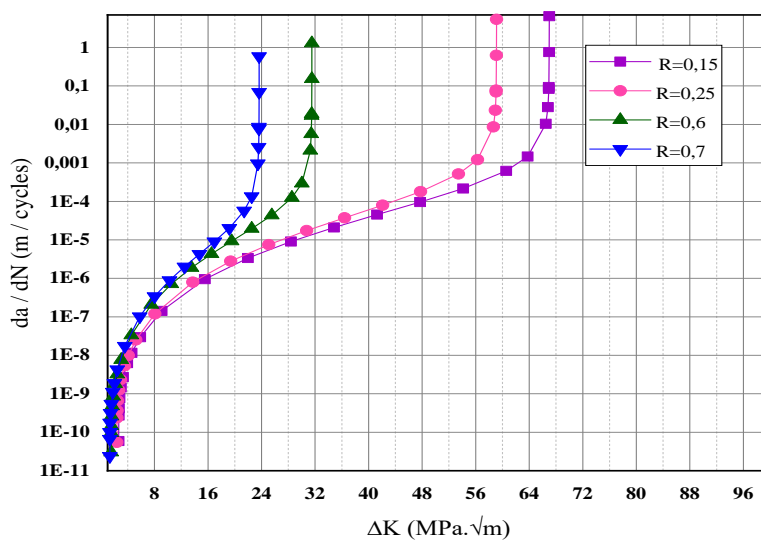


Figure III.36 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy

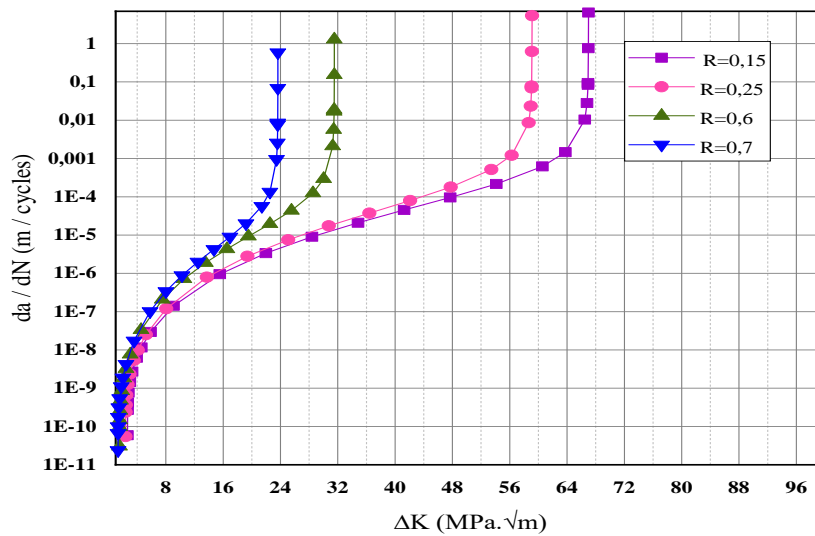


Figure III.37 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy

L'effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée en 2024-T861 est atténué par l'ajout de patches composites en (Graphite / Epoxy) ou (Bore / Epoxy). Ces patches réduisent le facteur d'intensité des contraintes au front de fissure, diminuant ainsi la vitesse de propagation des fissures. Les patches en (Graphite / Epoxy) offrent une meilleure rigidité, tandis que les patches en (Bore / Epoxy) sont plus adaptés aux conditions de charge dynamique. Dans les deux cas, la propagation des fissures est ralentie de manière significative, même sous des rapports de charge élevés, par rapport à une plaque non réparée.

✚ Pour le 7075-T73 :

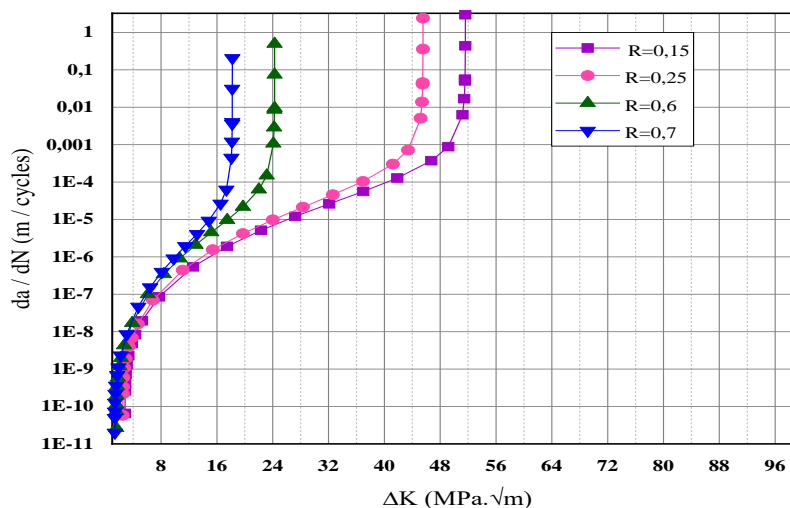


Figure III.38 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée

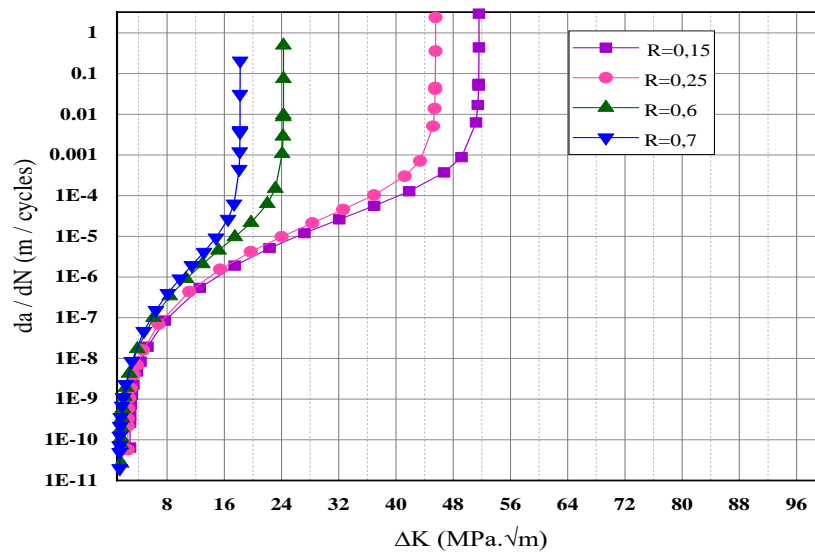


Figure III.39 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy

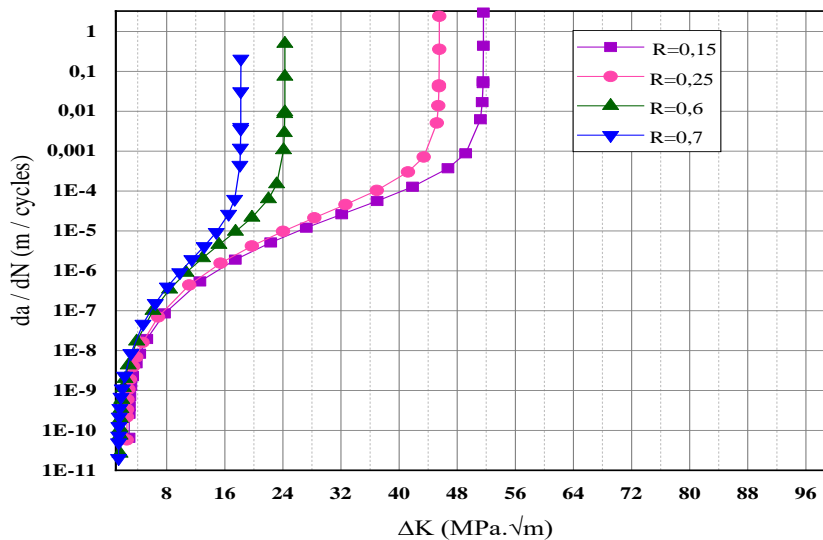


Figure III.40 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy

Pour le matériau 7075-T73, l'ajout de patches composites en (Graphite / Epoxy) ou (Bore/Epoxy) influence significativement la propagation des fissures par rapport à une plaque non réparée. Les patches réduisent ΔK au front de fissure, ralentissant ainsi la propagation des fissures. Le patch en (Graphite / Epoxy), grâce à sa rigidité, est particulièrement efficace sous des charges statiques élevées, tandis que le patch en (Bore / Epoxy), grâce à sa résistance aux charges dynamiques, est avantageux sous des conditions de fatigue variées. Dans les deux cas, les patches réduisent la vitesse

de propagation des fissures, même sous des rapports de charge élevés, par rapport à une plaque non réparée.

✚ Pour le 7075-T6 :

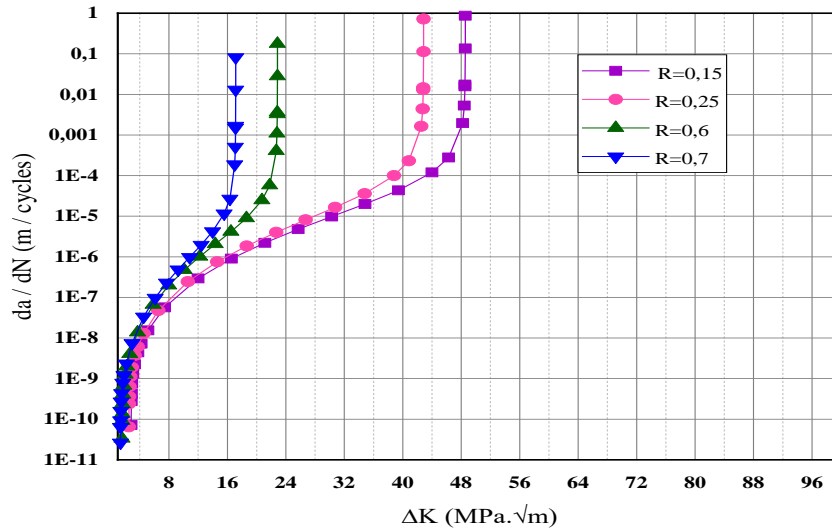


Figure III.41 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée

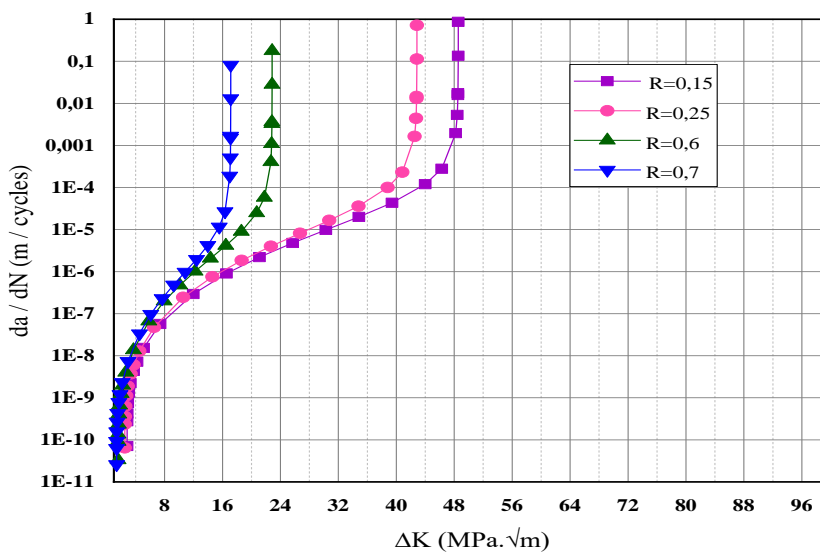


Figure III.42 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Graphite / Epoxy

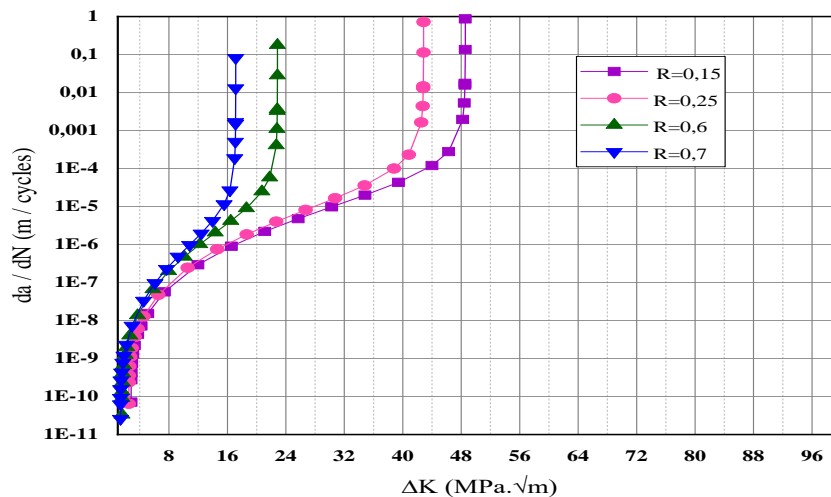


Figure III.43 : Effet de rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par le patch Bore / Epoxy

La réparation par patch, que ce soit en (Graphite / Epoxy) ou (Bore / Epoxy), réduit efficacement le facteur d'intensité de contrainte et par conséquent la vitesse de propagation des fissures dans une plaque en 7075-T6. Le (Bore / Epoxy) est généralement plus efficace que le (Graphite / Epoxy). Le rapport de charge influence cette dynamique : à des rapports de charge élevés, l'effet de la réparation est plus prononcé, et la vitesse de fissuration est réduite de manière plus significative par rapport aux plaques non réparées. Pour visualiser ces effets, des courbes typiques montreraient une diminution de la vitesse de fissuration (da/dN) pour des plaques réparées par rapport aux plaques non réparées, avec une baisse plus marquée pour le (Bore / Epoxy) et à des rapports de charge plus élevés.

Comparaison de ces quatre matériaux non réparée et réparée par le patch (Graphite / Epoxy) et par le patch (Bore / Epoxy) :

Les matériaux réparés avec des patches (Bore / Epoxy) présentent généralement une meilleure performance en termes de réduction de la vitesse de fissuration par rapport aux patches (Graphite / Epoxy), surtout pour les alliages 7075. Le rapport de charge joue également un rôle critique, avec des valeurs plus élevées de R réduisant la vitesse de fissuration pour tous les matériaux étudiés.

III.9.Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée et réparée par (Graphite / Epoxy) et par (Bore / Epoxy) :

✚ Pour le 2024-T3 AL :

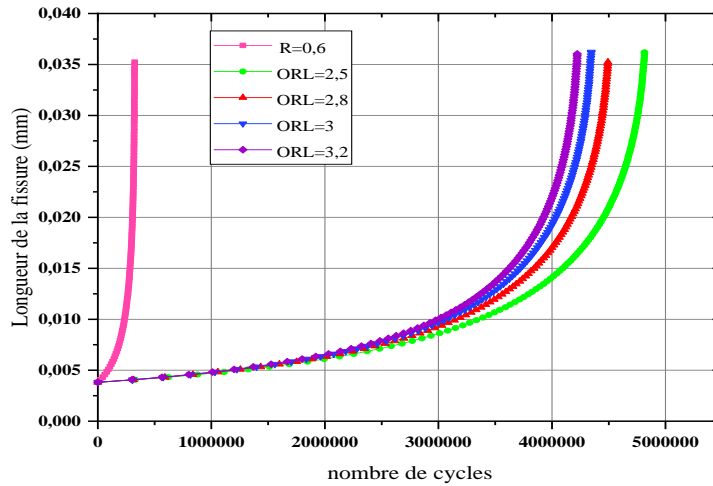


Figure III.44 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée

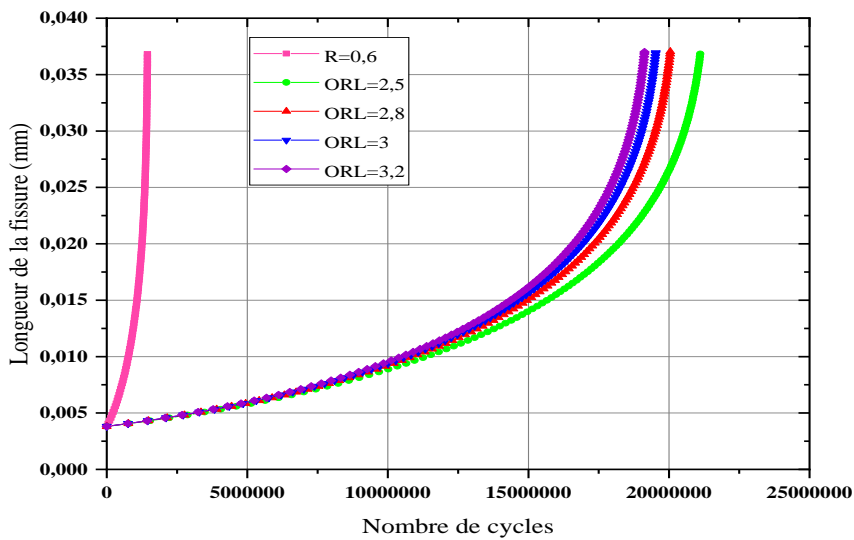


Figure III.45 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)

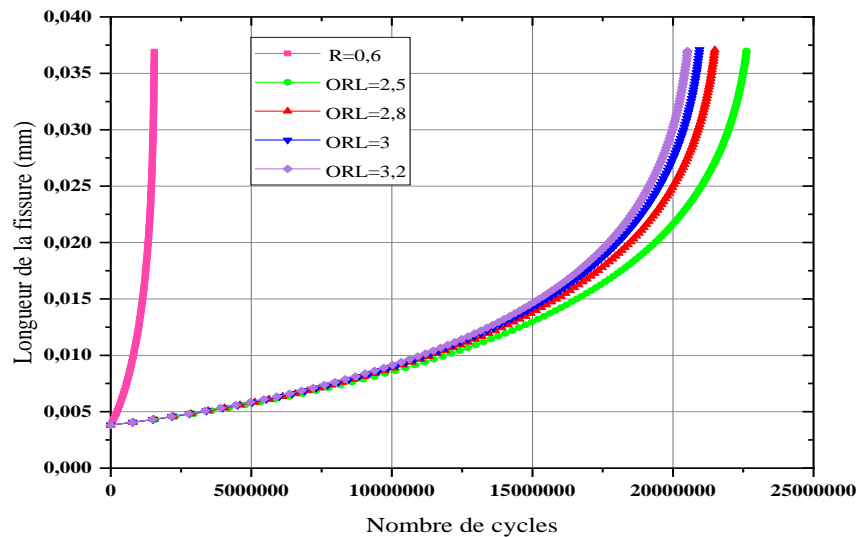


Figure III.46 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)

Plaques Non Réparées : L'effet de surcharge accélère la propagation des fissures avec des impacts mitigés en fonction de la fréquence et l'intensité des surcharges.

Réparations (Graphite / Epoxy) : Les patches (Graphite / Epoxy) offrent une bonne amélioration en termes de résistance à la propagation des fissures sous surcharge, mais peuvent être moins efficaces que les patches (Bore / Epoxy) sous des surcharges très élevées.

Réparations (Bore / Epoxy) : Ces patches sont plus rigides et résistants aux surcharges initiales, mais leur nature plus cassante peut poser des problèmes sous des cycles de surcharges répétées.

En conclusion : pour le matériau 2024-T3 Aluminium, l'utilisation de patches composites améliore significativement la résistance à la fissuration sous surcharge. Le choix entre (Graphite / Epoxy) et (Bore / Epoxy) dépendra des conditions spécifiques de surcharge et des propriétés mécaniques souhaitées. Le (Bore / Epoxy) sera préféré pour des charges initiales élevées, tandis que le (Graphite / Epoxy) pourrait être plus approprié pour des conditions de surcharge modérée avec une meilleure tolérance à la fatigue.

✚ Pour le 2024-T861 AL :

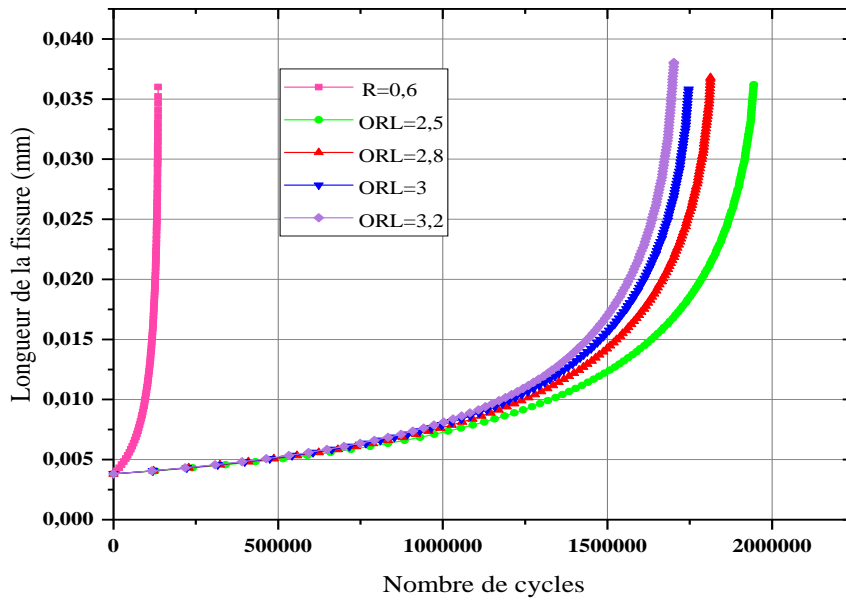


Figure III.47 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée

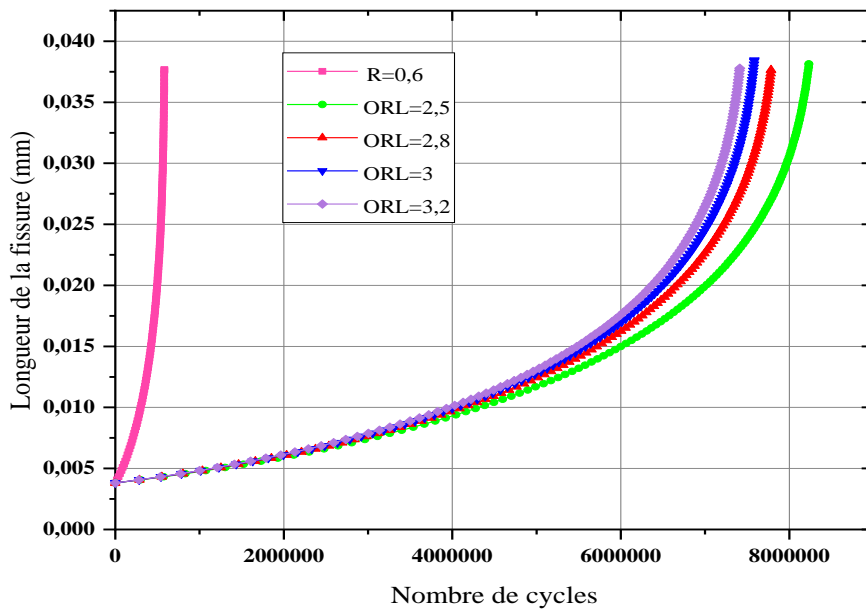


Figure III.48 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)

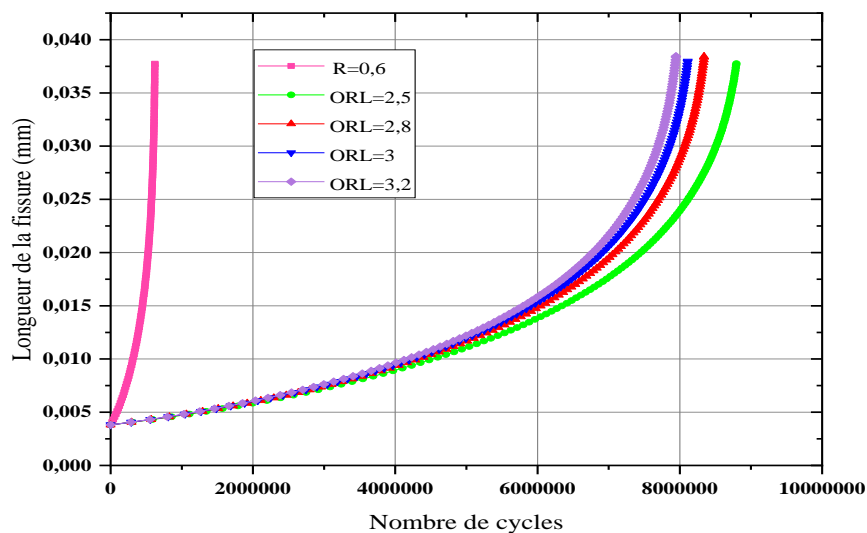


Figure III.49 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)

Pour des plaques en aluminium 2024-T861 non réparées, une surcharge entraîne une accélération de la fissuration. La réparation avec des patches (Graphite/Époxy) ou (Bore / Époxy) peut considérablement ralentir ce processus, le (Bore / Époxy) offrant généralement une meilleure performance. La rigidité et les propriétés mécaniques des matériaux de patch jouent un rôle crucial dans la distribution des charges et la prévention de la propagation des fissures sous surcharge.

✚ **Pour le 7075-T73 :**

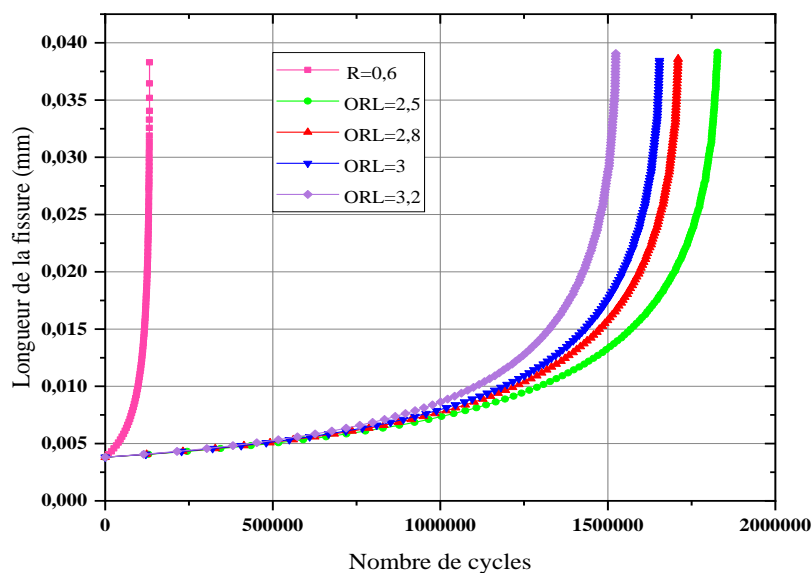


Figure III.50 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée

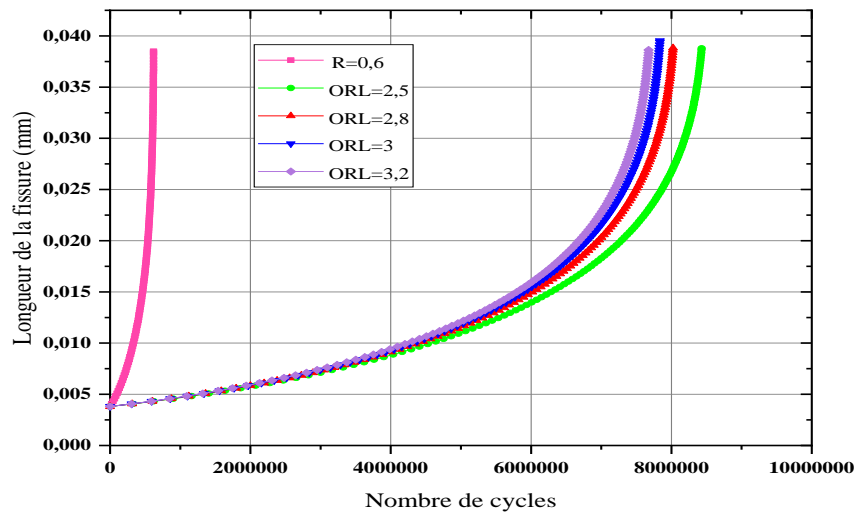


Figure III.51 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch
(Graphite / Epoxy)

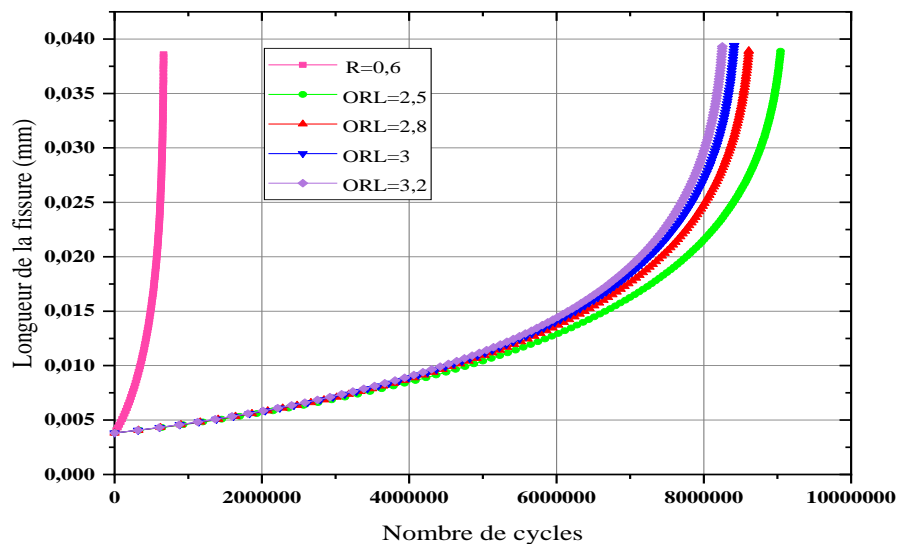


Figure III.52 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch
(Bore / Epoxy)

Pour une plaque en aluminium 7075-T73 non réparée, les surcharges accélèrent la propagation des fissures de manière significative. Les réparations avec des patches (Graphite / Époxy) ou (Bore / Époxy) ralentissent cette propagation, avec une efficacité supérieure observée pour les patches (Bore / Époxy) en raison de leurs meilleures propriétés mécaniques. La rigidité et la capacité de charge des patches (Bore / Époxy) les rendent particulièrement adaptés pour minimiser les effets négatifs des surcharges sur la fissuration des plaques en 7075-T73.

✚ Pour le 7075-T6 :

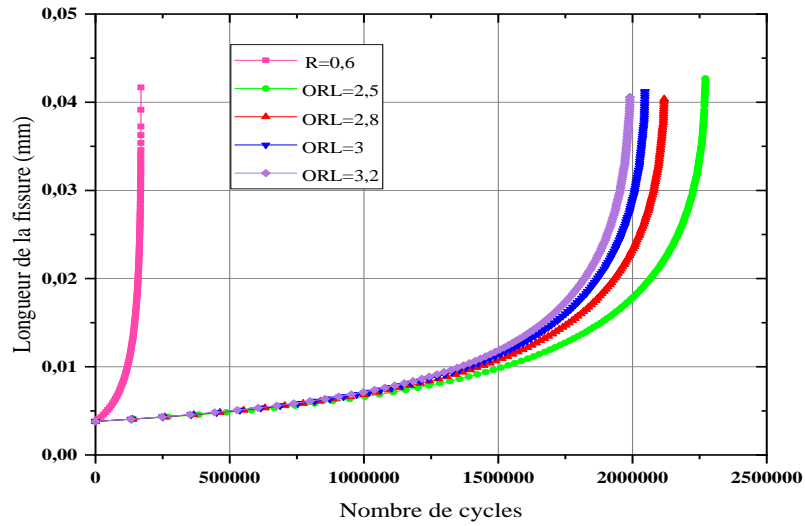


Figure III.53 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque non réparée

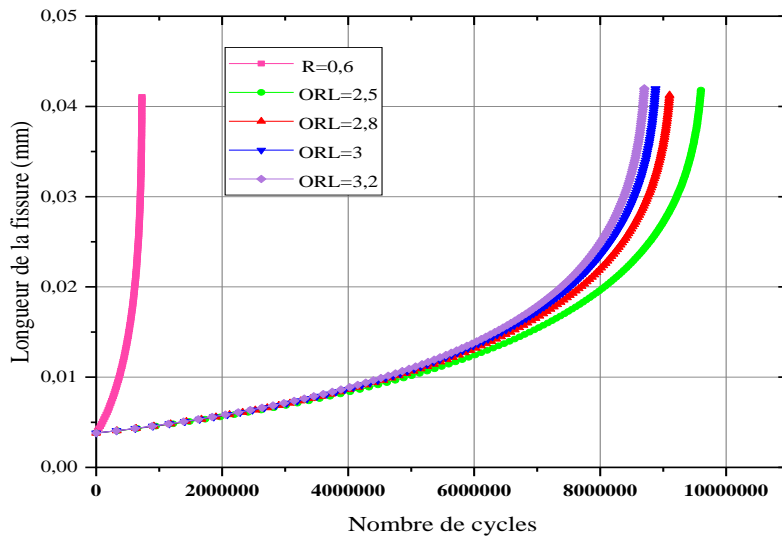


Figure III.54 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Graphite / Epoxy)

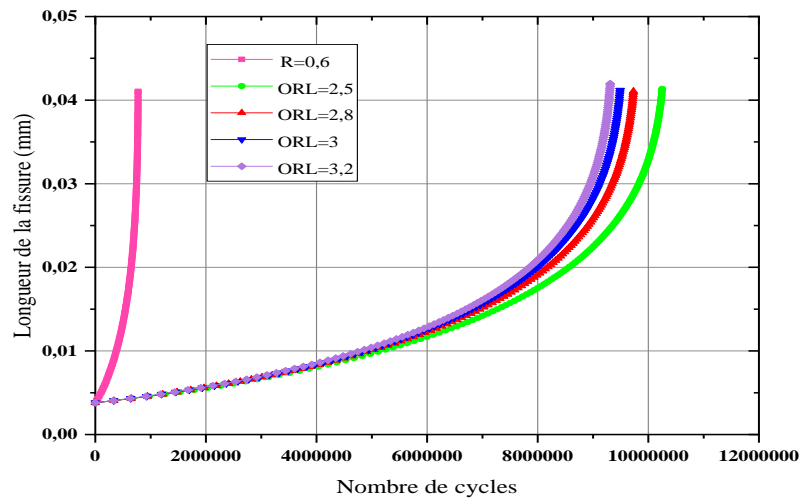


Figure III.55 : Effet du taux de surcharge sur la fissuration de la plaque réparée par le patch (Bore / Epoxy)

L'ajout de patches composites, que ce soit (Graphite / Époxy) ou (Bore / Époxy), améliore significativement la résistance à la fissuration de la plaque en 7075-T6Al, particulièrement sous des conditions de surcharge. Le choix entre les deux types de patch dépend des exigences spécifiques de l'application, notamment la tolérance au poids et le niveau de surcharge anticipé. Les patches en (Bore / Époxy) offrent une meilleure résistance mécanique globale, tandis que les patches en (Graphite / Époxy) sont plus légers et présentent de bonnes performances sous des charges variables.

- Pour $ORL=2.5$ pour les quatre matériaux

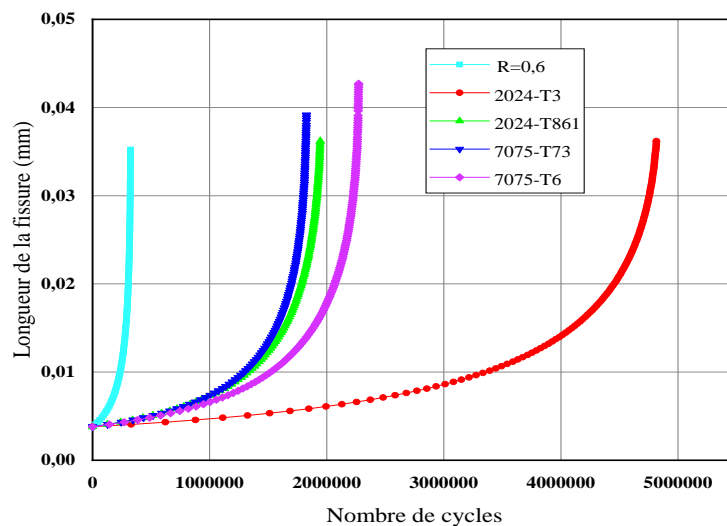


Figure III.56 : Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour les différents matériaux de la plaque sans réparation

L'application d'une surcharge avec un $ORL=2.5$ ralentit efficacement la propagation des fissures dans tous les alliages étudiés. Cependant, les alliages 2024-T3 et 7075-T6 montrent une meilleure performance en termes de retardation de la croissance de la fissure et de prolongation de la durée de vie en fatigue. Cela suggère que pour des applications nécessitant une grande résistance à la fatigue et une tolérance aux surcharges, le choix devrait se porter sur ces alliages.

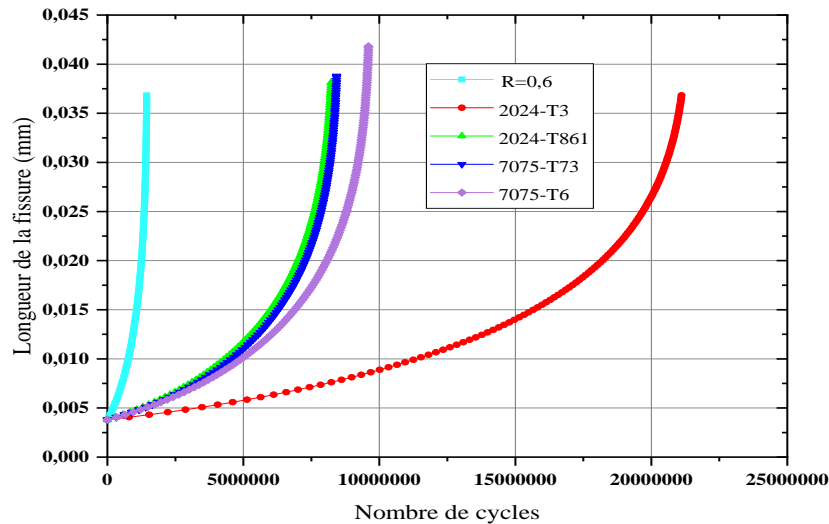


Figure III.57 : Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour les différents matériaux de la plaque avec réparation (Graphite / Epoxy)

L'intégration de réparations par Graphite/Epoxy dans les alliages d'aluminium, en présence d'une surcharge avec un rapport ORL de 2,5, améliore considérablement la durée de vie en fatigue en retardant la propagation des fissures. Parmi les alliages étudiés, le 7075-T6 et le 2024-T861 montrent les meilleures performances en termes de réduction de la croissance des fissures et de prolongation de la durée de vie en cycles. La réparation par matériaux composites est donc une méthode efficace pour améliorer la durabilité et la fiabilité des structures en aluminium soumises à des charges cycliques élevées ou atteint une valeur maximale de 22.10^6 cycles.

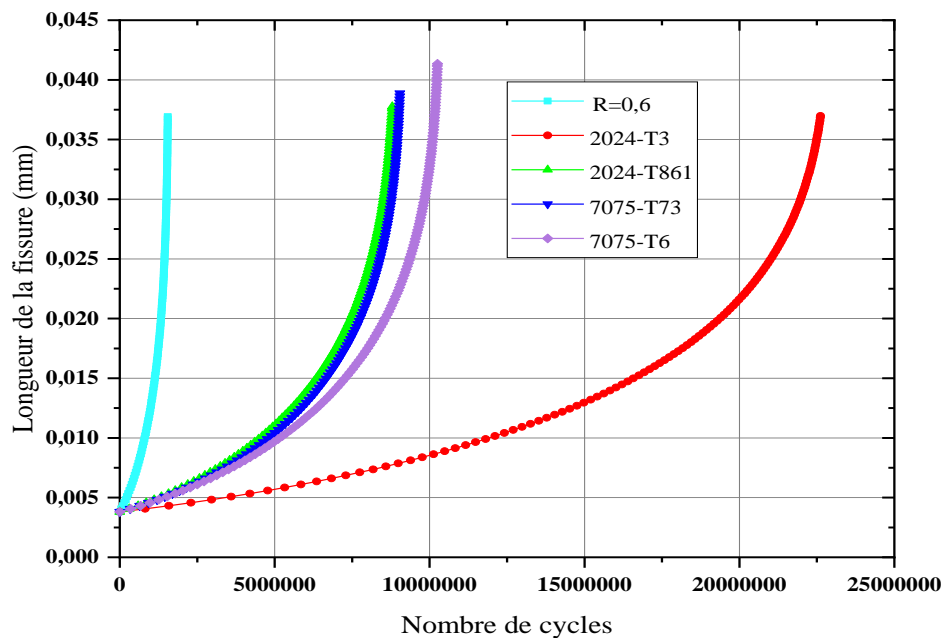


Figure III.58 : Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour les différents matériaux de la plaque avec réparation (Bore / Epoxy)

L'utilisation de réparations par (Bore / Epoxy) sur des alliages d'aluminium soumis à une surcharge avec un rapport ORL de 2,5 augmente significativement la durée de vie en fatigue en ralentissant la propagation des fissures. Parmi les alliages étudiés, le 7075-T6 et le 2024-T861 se distinguent par leur excellente performance en termes de réduction de la croissance des fissures et de prolongation du nombre de cycles avant défaillance. Ainsi, la réparation par Bore/Epoxy s'avère être une méthode efficace pour améliorer la durabilité et la fiabilité des structures en aluminium exposées à des charges cycliques élevées.

III.10. Conclusion

En synthèse, l'analyse de l'impact du matériau 2024-T3 AL sur la variation de la durée de vie de la propagation des fissures, tant pour les plaques non réparées que pour celles réparées avec du (Bore / Epoxy) ou du (Graphite / Epoxy), révèle une performance nettement supérieure du (Bore / Epoxy) en termes de réparation. Cette constatation est étayée par une augmentation significative de la durée de vie observée pour les plaques fissurées et réparées utilisant ce composite.

Par ailleurs, il est important de souligner que le matériau 2024-T3 AL se distingue par ses résultats supérieurs par rapport à d'autres matériaux examinés, tels que le 2024-T861 AL, le 7075 T73 AL et le 7075-T6, en ce qui concerne les propriétés mécaniques spécifiques à chacun. Cette supériorité renforce la position du 2024-T3 AL en tant que choix préférentiel pour des applications nécessitant une combinaison optimale de résistance et de durabilité.

En résumé, ces constatations mettent en évidence l'importance cruciale du choix du matériau dans la conception et la réparation de structures soumises à la propagation des fissures. Le matériau 2024-T3 AL, en particulier lorsqu'il est associé à une réparation avec du (Bore / Epoxy), se positionne comme une solution efficace pour prolonger la durée de vie des composants, tout en maintenant des niveaux de performance mécanique élevés. Cette conclusion souligne l'impact significatif que des choix judicieux de matériaux peuvent avoir sur la fiabilité et la durabilité des structures dans divers domaines d'application.

Conclusion générale

Conclusion générale

La réparation par patch s'est avérée très efficace d'après tous nos résultats. L'ajout d'un patch de réparation améliore significativement les caractéristiques mécaniques de résistance des plaques endommagées. Les plaques réparées par patch supportent un nombre de cycles plus élevé comparé aux plaques non réparées.

Le patch de réparation permet d'absorber les contraintes dans la zone endommagée grâce à l'adhésif, réduisant ainsi les contraintes au niveau de la fissure en augmentant les propriétés mécaniques de la structure. En conséquence, le patch augmente considérablement la résistance et la rigidité de la plaque, prolongeant sa durée de vie en fatigue et retardant la progression des fissures.

En ce qui concerne la propagation des fissures en fonction du nombre de cycles pour les plaques non réparées et celles réparées avec des composites Bore/Epoxy et graphite/Epoxy sous différents rapports de charge ($R = 0.15, 0.25, 0.6$ et 0.7), il est évident que le rapport de charge est strictement proportionnel à la durée de vie de la plaque. La réparation avec des composites prolonge significativement la durée de vie des plaques fissurées.

Parmi les matériaux testés, le Bore/Epoxy offre la meilleure réparation en termes d'augmentation de la durée de vie des plaques, suivi par le graphite/Epoxy.

le matériau 2024-T3 AL est le plus adapté à ces structures en raison de sa légèreté, de sa résistance et d'autres propriétés uniques qui garantissent une durée de vie plus longue et plus performante par rapport aux autres matériaux étudiés, à savoir le 2024-T861 AL, le 7075-T3 AL et le 7075-T6.

L'effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration de la plaque non réparée pour les quatre matériaux est atténué par l'ajout de patches composites en (Graphite / Epoxy) ou (Bore / Epoxy).

Ces patches réduisent le facteur d'intensité des contraintes au front de fissure, diminuant ainsi la vitesse de propagation des fissures. Les patches en (Graphite / Epoxy) offrent une meilleure rigidité, tandis que les patches en (Bore / Epoxy) sont plus adaptés aux conditions de charge dynamique.

Dans les deux cas, la propagation des fissures est ralentie de manière significative, même sous des rapports de charge élevés, par rapport à une plaque non réparée.

Plaques Non Réparées : L'effet de surcharge accélère la propagation des fissures avec des impacts mitigés en fonction de la fréquence et l'intensité des surcharges.

Réparations (Graphite / Epoxy) : Les patches (Graphite / Epoxy) offrent une bonne amélioration en termes de résistance à la propagation des fissures sous surcharge, mais peuvent être moins efficaces que les patches (Bore / Epoxy) sous des surcharges très élevées.

Réparations (Bore / Epoxy) : Ces patches sont plus rigides et résistants aux surcharges initiales, mais leur nature plus cassante peut poser des problèmes sous des cycles de surcharges répétées.

Pour le matériau 2024-T3 Aluminium, l'utilisation de patches composites améliore significativement la résistance à la fissuration sous surcharge. Le choix entre (Graphite / Epoxy) et (Bore / Epoxy) dépendra des conditions spécifiques de surcharge et des propriétés mécaniques souhaitées. Le (Bore / Epoxy) sera préféré pour des charges initiales élevées, tandis que le (Graphite / Epoxy) pourrait être plus approprié pour des conditions de surcharge modérée avec une meilleure tolérance à la fatigue.

Bibliographie

- [1] M. B. Jean, « Mécanique et analyse des structure ».
- [2] N. Bahlouli, « Cours Matériaux composites /DESS Mécanique avancée et stratégie industrielle ».
- [3] A. Boudenne, « Étude expérimentale et théorique des propriétés thermophysiques de matériaux composites à matrice polymère », These de doctorat, Paris 12, 2003.
- [4] Carma, « Glossaire des matériaux composites ».
- [5] « Procédés de fabrication des fibres de carbone », Techniques de l'Ingénieur, 2008.
- [6] M. Mahamadou, « Analyse impédancemétrique pour le suivi de cuisson ou de santé des structures composites carbone/époxyde : Vers des matériaux intelligents pour le PHM des structures composites. », Université Toulouse 3 Paul Sabatier, 2016.
- [7] L. Berreur, B. de Maillard, et S. Nösperger, « L'industrie française des matériaux composites », *Etude Strat. Rapp. Synthèse Réalis. Par Nodal Consult. Pour Compte Digit.*, vol. 14, 2002.
- [8] J. Cugnoni, « Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites », EPFL, 2005.
- [9] A. G. Gurit Holding, « Guide to composites », *Available URL Httpwww Netcomposites Com*, p. 74, 2000.
- [10] A. Sauget, « Développement de matériaux composites fibreux hautes performances à matrice bio-sourcée », PhD Thesis, éditeur non identifié, 2014.
- [11] M. Jabbado, « Fatigue polycyclique des structures métalliques: durée de vie sous chargements variables. », PhD Thesis, Ecole Polytechnique X, 2006.
- [12] B. Berthel, A. Chrysochoos, B. Wattrisse, et B. Weber, « Analyse calorimétrique de la fatigue des aciers », 2007.
- [13] H. YOUSFI, « Etude expérimentale sur la Fatigue des Matériaux en Flexion Rotative », PhD Thesis, Université de Batna 2, 2014.
- [14] M. A. SEGHOUANE et M. RAHO, « Effet de la réparation par patches en composite sur la durée de vie d'une plaque présentant deux fissures latérales », PhD Thesis, Université Ibn Khaldoun, 2023.
- [15] J. Benabes, « Approche énergétique non locale du calcul de durée de vie de structures en fatigue multiaxiale sous chargements d'amplitude variable: application à une roue de train ferroviaire », PhD Thesis, Arts et Métiers ParisTech, 2006.

- [16] M. Blétry, « Méthodes de caractérisation mécanique des matériaux », *Éc. Natl. Supér. Mines Paris*, 2006.
- [17] A. Zalt, « Endommagement par fatigue et prédiction de la durée de vie des structures soudées de type caisson », PhD Thesis, Université de Lorraine, 2012.
- [18] A. Brand et D. LANE, « Calcul des pièces à la fatigue: méthode du gradient », 1980.
- [19] WHEELER, Orville Eugene. Spectrum loading and crack growth. 1972.
- [20] JIANG, Shan, ZHANG, Wei, HE, Jingjing, et al. Comparative study between crack closure model and Willenborg model for fatigue prediction under overload effects. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, vol. 29, no 6, p. 1618-1625.
- [21] KUMAR, Raghuvir et SINGH, Kamlesh. Influence of stress ratio on fatigue crack growth in mild steel. *Engineering Fracture Mechanics*, 1995, vol. 50, no 3, p. 377-384.
- [22] RAO, D. Niranjan et MIKKELSEN, D. S. Effect of Rice Straw Incorporation on Rice Plant Growth and Nutrition 1. *Agronomy Journal*, 1976, vol. 68, no 5, p. 752-756.
- [23] CHANG, James B. et HUDSON, C. M. (ed.). *Methods and models for predicting fatigue crack growth under random loading*. ASTM International, 1981.
- [24] WEI, Robert Peh-ying et STEPHENS, Ralph Ivan. *Fatigue crack growth under spectrum loads*. ASTM International, 1976.

ملخص:

تركز هذه الدراسة على استكشاف متانة الهياكل المتشققة التي تم إصلاحها برقع مركبة عندما تتعرض لأحمال دورية. الأحوال الدورية، الشائعة في مختلف التطبيقات الصناعية، يمكن أن تؤدي إلى انتشار التشققات وبالتالي تقويض السلامة الهيكلية. الهدف الرئيسي هو تقييم فعالية الرقع المركبة على عمر الهياكل. يتم تطبيق معيار تأخير محدد لتحليل متانة الإصلاحات التي تم إجراؤها باستخدام الرقع المركبة. يساعد هذا المعيار في فهم كيفية تأثير دورات التحميل على انتشار التشققات وفعالية الإصلاحات. بالإضافة إلى ذلك، تدرس الدراسة معدل نمو التشققات لمواد مختلفة، مع مراعاة تأثير الحمل الزائد مقارنة بنسبة تحميل 0.6.

الكلمات المفتاحية: مواد مركبة، هيكل متصدع، رقعة، برنامج محاكاة AFGROW

Résumé :

Cette recherche se concentre sur l'exploration de la durabilité des structures fissurées réparées avec des patches en composite lorsqu'elles sont soumises à des sollicitations cycliques. Les sollicitations cycliques, courantes dans diverses applications industrielles, peuvent entraîner la propagation de fissures et compromettre ainsi l'intégrité structurelle. L'objectif principal est d'évaluer l'efficacité des patches en composite sur la durée de vie des structures. Un critère de retardation spécifique est appliqué pour analyser la durabilité des réparations effectuées avec des patches en composite. Ce critère aide à comprendre comment les cycles de charge influencent la propagation des fissures et l'efficacité des réparations. De plus, l'étude examine la vitesse de propagation des fissures pour différents matériaux, en prenant en compte l'effet de surcharge comparé à un rapport de charge de 0,6.

Mots clés : matériaux composites ; structure fissurée ; patch ; logiciel de simulation AFGROW

Abstract:

This research focuses on exploring the durability of cracked structures repaired with composite patches when subjected to cyclic loading. Cyclic loading, common in various industrial applications, can lead to crack propagation and thus compromise structural integrity. The primary objective is to evaluate the effectiveness of composite patches on the lifespan of the structures. A specific retardation criterion is applied to analyze the durability of repairs performed with composite patches. This criterion helps to understand how load cycles influence crack propagation and the effectiveness of the repairs. Additionally, the study examines the crack growth rate for different materials, considering the effect of overload compared to a load ratio of 0.6.

Keywords: composite materials ; cracked structure; patch ; AFGROW simulation software