

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



## MÉMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du Diplôme de Master

**Domaine :** Sciences et Technologie

**Filière :** Génie Mécanique

**Parcours :** Master

**Spécialité :** Construction Mécanique

**Thème**

**Simulation numérique du comportement  
mécanique d'une plaque fissurée et réparée en  
composite**

**Préparé par :**

- Benyahia Abdelkader
- Missoum Ilyes Abdelwahid

Soutenu publiquement le : 22/ 06 / 2023, devant le jury composé de :

Mr. BENAMAR Badr	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Président
Mr. AISSAT Sahraoui	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
Mr. BALTACH Abdelghani	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
Mr. ZAGANE Mohammed El Sallah	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Encadrant

Année universitaire : 2022 – 2023

## ***Remerciements***

*Ce mémoire représente bien plus que de simples travaux. Ce mémoire est la finalité de cinq longues années d'études. C'est pourquoi nous tiens tout d'abord à adresser nos remerciements à toutes les personnes qui ont su me soutenir en amont de ce mémoire.*

*Avant tout, nous remercions ALLAH tout puissant de m'avoir donné la volonté et le courage de mener à bien ce travail.*

*A notre encadrant du mémoire Mr. ZAGANE Mohammed El Sallah, nous avons l'honneur de travailler sous votre direction.*

*Nous tiens à exprimer nos profondes gratitude envers les membres de jury d'avoir accepté d'évaluer notre modeste travail.*

*Nous tiens à remercier tous nos enseignants de département de génie mécanique spécialement nos aimables enseignants.*

*Nos remerciements vont aussi à nos amis .....*

## ***Dédicaces***

*Je dédie ce travail à*

*Ma personne préférée ma mère*

*Mon cher père*

*Je tiens à remercier ma sœur et mon frère d'être là toujours pour le pire et le meilleur*

*Et à toute ma famille pour leurs encouragements et leurs soutiens.*

*Mes amis qui ont toujours été là pour moi et que nul remerciement ne puisse exprimer mes sincères sentiments, pour leurs patiences illimitées, et leurs encouragements contenus.*

***MISSOUM Ilyes***

## ***Dédicaces***

*Je dédie cette première page à toutes les personnes qui ont, de près ou de loin, contribué à la réalisation de ce mémoire.*

*Ces premiers remerciements s'adressent donc à mes parents, qui m'ont apporté un soutien tant psychologique que financier, pour leur patience et leur foi en ma réussite tant scolaire que personnelle.*

*Ma famille proche pour l'intérêt et la patience qu'ils ont su porter à l'égard de mes études. À tous mes amis, qui ont contribué à mon développement personnel.*

***BENYAHIA Abdelkader***

## *Liste des figures*

<b>Figure I.1 :</b> Composants d'un matériau composite.....	3
<b>Figure I.2 :</b> Trois grandes familles de matrices.....	4
<b>Figure I.3 :</b> Types de renfort.....	6
<b>Figure I.4 :</b> Fibre de verre.....	7
<b>Figure I.5 :</b> Fibre de carbone.....	7
<b>Figure I.6.</b> Fibre d'aramide.....	8
<b>Figure I.7.</b> Monocouches UD (Pli unidirectionnel).....	15
<b>Figure I.8.</b> Stratifié composé de plusieurs monocouches avec différentes orientations.....	16
<b>Figure I.9.</b> Eléments constitutifs d'un sandwich.....	17
<b>Figure I.10.</b> Répartition des matériaux composites dans l'A380..a) source Airbus) et dans le B787 .b), source Boeing).....	18
<b>Figure I.11.</b> Principe du moulage au contact.....	20
<b>Figure I.12.</b> Principe du moulage par projection.....	21
<b>Figure I.13.</b> Principe du moulage par compression.....	22
<b>Figure I.14.</b> Moulage sous vide.....	22
<b>Figure I.15.</b> Moulage par injection de résine.....	23
<b>Figure II.1.</b> Courbe de Wöhler (S- N).....	25
<b>Figure II. 2.</b> Définition de la fatigue.....	26
<b>Figure II.3.</b> Cycle de contrainte en fatigue.....	27
<b>Figure II.4.</b> Les différentes formes de cycle de contrainte au cours d'essai de fatigue.....	28
<b>Figure II.5.</b> Rupture sous chargement de fatigue.....	29
<b>Figure II.6.</b> Charge limite et mode de pilotage du chargement.....	30
<b>Figure II.7.</b> Chargement cyclique.....	31
<b>Figure II.8.</b> Représentation schématique de la propagation d'une fissure.....	32
<b>Figure II.9.</b> Les trois modes de rupture.....	33
<b>Figure II.10.</b> Domaines de fissuration.....	34
<b>Figure II.11.</b> Courbe de Wöhler.....	36
<b>Figure II.12.</b> Accommodation.....	37
<b>Figure II.13</b> Rochet.....	37
<b>Figure II.14.</b> Adaptation.....	38
<b>Figure III.1.</b> Les différents paramètres de l'équation de NASGRO.....	44
<b>Figure III.2.</b> Présentation du modèle.....	44
<b>Figure III.3.</b> Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 2024 T3.....	46
<b>Figure III.4.</b> Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 6061 T6.....	46
<b>Figure III.5.</b> Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 7075 T73.....	47
<b>Figure III.6.</b> Interface de chargement.....	47
<b>Figure III.7 :</b> Interface du rapport de charge $R=0$ .....	48
<b>Figure III.8.</b> Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour la plaque non réparée.....	48
<b>Figure III.9.</b> Interface du composite Bore/Epoxy.....	49
<b>Figure III.10.</b> Interface des différentes propriétés et les différentes orientations du Bore/Epoxy.....	49
<b>Figure III.11.</b> Interface des propriétés et les dimensions de l'adhésif FM-73.....	50
<b>Figure III.12.</b> Représentation de la plaque réparée par patch en composite.....	50
<b>Figure III.13.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la Plaque réparée par le composite Bore/Epoxy.....	51
<b>Figure III.14.</b> Interface des propriétés et le nombre de plies et leurs orientations du patch Graphite/Epoxy.....	51

<b>Figure III.15.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque réparée par le composite Graphite/Epoxy.....	52
<b>Figure III.16.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 2024 T3.....	53
<b>Figure III.17.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 6061 T6.....	53
<b>Figure III.18.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 7075 T73.....	54
<b>Figure III.19 :</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour R=0.2.....	55
<b>Figure III.20 :</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour P=0.4.....	56
<b>Figure III.21.</b> Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour P=0.6.....	56
<b>Figure III.22.</b> Effet du rapport du charge sur la vitesse de fissionnement (plaque non réparé)..	57
<b>Figure III .23.</b> Effet du rapport du charge sur la vitesse de fissionnement (plaque réparé avec Graphite/Epoxy).....	58
<b>Figure III.24 .</b> Effet du rapport du charge sur la vitesse de fissionnement (plaque réparé avec Bore/Epoxy).....	58
<b>Figure III.25.</b> Effets de l'épaisseur de L'adhésif FM73 sur la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque réparée par le Graphite/Epoxy.....	59
<b>Figure III.26.</b> Effets de l'épaisseur de L'adhésif FM73 sur la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque réparée par le Bore/Epoxy.....	60

## *Liste des tableaux*

<b>Tableau I.1.</b> Caractéristiques mécanique de certains thermoplastiques.....	4
<b>Tableau I.2.</b> Caractéristiques des résines thermodurcissables.....	5
<b>Tableau I.3.</b> Caractéristiques mécaniques des fibres.....	9
<b>Tableau III.1.</b> Paramètres du module de propagation d'alliage d'aluminium.....	43

## Symboles et abréviations

Variable	Désignation	Unité
$\sigma$	Contrainte appliquée	MPa
$\sigma E$	La limite d'élasticité du matériau	MPa
$Kc$	La ténacité critique	MPa.m <sup>1/2</sup>
$Kt$	facteur de concentration de contraintes	
$a$	profondeur de l'entaille	mm
$\rho$	rayon d'entaille	mm
$\alpha$	facteur de correction géométrique	
$\sigma_{max}$	la contrainte maximale	MPa
$\sigma_{min}$	la contrainte minimale	MPa
$\sigma_g$	la contrainte globale	MPa
$\sigma_{nom}$	la contrainte nominale	MPa
$\sigma_m$	La contrainte moyenne	MPa
$\sigma_a$	L'amplitude de contrainte	MPa
$K$	Facteur d'intensité de contrainte	MPa.m <sup>1/2</sup>
$KI$	Facteur d'intensité de contrainte en mode I	MPa.m <sup>1/2</sup>
$r, \theta$	les coordonnées polaires d'un point P	
$\sigma_{xx}$	Contrainte suivant la direction x.	MPa
$\sigma_{yy}$	Contrainte suivant la direction y.	MPa
$\sigma_{ij}$	Tenseur de contrainte	MPa
$\varepsilon_{ij}$	Tenseur de déformation	
$E$	Le module d'Young	MPa
$\Delta\sigma$	L'étendue de variation de contrainte	
$R$	Rapport de charge	...
$da/dN$	Vitesse de fissuration	Mm/cycle

C	Constants	...
$\Delta K$	Amplitude du facteur d'intensité de contrainte	$\text{MPa.m}^{1/2}$
$\Delta K_{th}$	Valeurs de $\Delta K$ au seuil de non fissuration	$\text{MPa.m}^{1/2}$
$\Delta K_{eff}$	Amplitude du facteur d'intensité de contrainte effective	$\text{MPa.m}^{1/2}$
K pic	Valeur de Kmax au moment de surcharge	$\text{MPa.m}^{1/2}$
Kmax, Kmin	Valeurs maximale et minimale de K pendant un cycle	$\text{MPa.m}^{1/2}$
J	L'intégrale de contour	...
C, n, p, q	Paramètres empiriques	
Kcrit	Le facteur d'intensité de contrainte critique	$\text{MPa.m}^{1/2}$

## *Sommaire*

*Remerciements* .....|

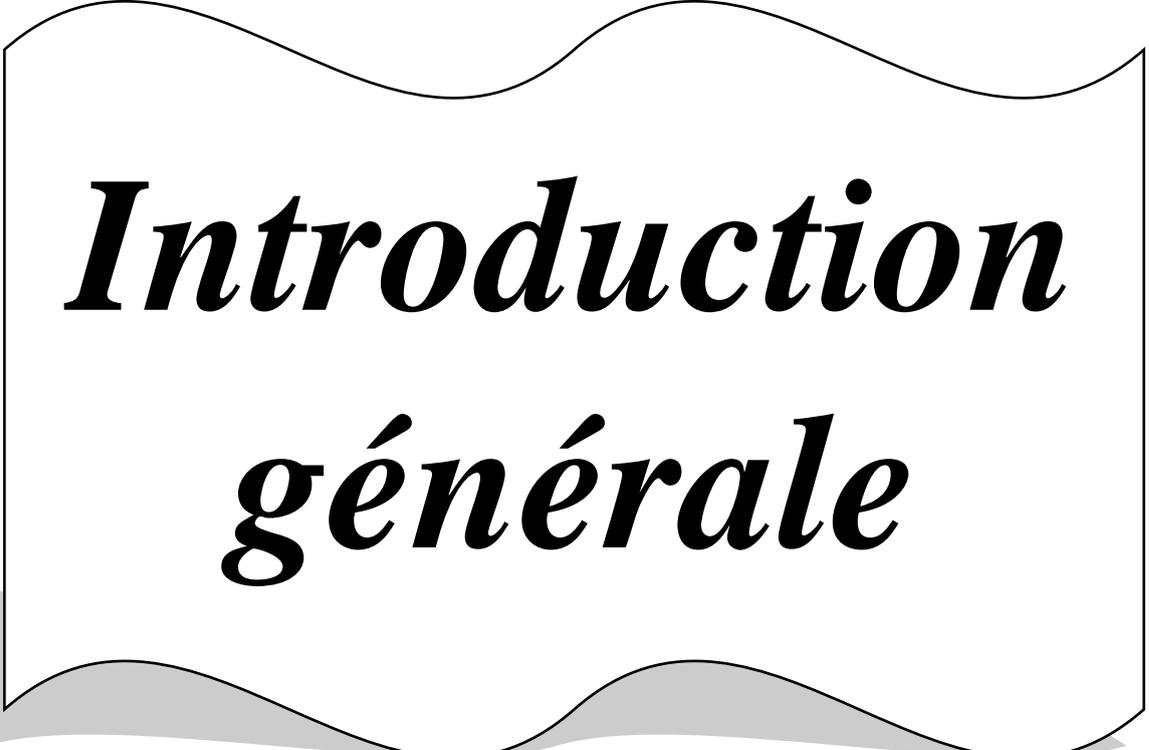
<i>Dédicaces</i> .....	II
<i>Dédicaces</i> .....	III
<i>Liste des figures</i> .....	IV
<i>Liste des tableaux</i> .....	VI
Symboles et abréviations .....	VII
Introduction générale .....	1
<b>CHAPITRE I</b> Généralité sur les matériaux composites	
Historique .....	2
I.1 Définition d'un matériau composite.....	2
I.2 Les constituants des matériaux composites.....	3
I.2.1 Matrices .....	3
I.2.1.1 Les matrices thermoplastiques.....	3
I.2.1.2 Les matrices élastomères .....	4
I.2.1.3 Les matrices thermodurcissables .....	4
I.2.2 Renforts .....	5
I.2.3 Les principaux fibres .....	6
I.2.3.1 Fibres de verre .....	6
I.2.3.2 Fibres de carbone .....	6
I.2.3.3 Fibres aramides.....	7
I.2.3.4 Fibres céramiques .....	8
I.2.3.5 Caractéristiques mécaniques des fibres .....	8
I.3 Classification des matériaux composites.....	9
I.3.1 Classification suivant la forme des constituants.....	9
I.3.1.1 Composites à fibres.....	9
I.3.1.2 Composites à particules .....	9
I.3.2 Classification suivant la nature des constituants .....	10
I.3.2.1 Composites à matrice organique (CMO) (résine, charges), avec : .....	10
I.3.2.2 Composites à matrice métallique (CMM) (alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec : .....	11
I.3.2.3 Composites à matrice minérale(CMC) (céramique), avec :.....	11
I.4 Caractéristiques mécaniques des composites.....	11
I.4.1 Loi des mélanges .....	11
I.4.2 La densité du composites.....	12
I.4.3 Le module de Young du composite $E_c$ , $R_{e_c}$ et $R_{m_c}$ .....	12
I.5 Avantages et inconvénients des composites .....	13

I.5.2 Inconvénients des composites .....	14
1.6 Les matériaux composites structuraux .....	14
1.6.1 Les monocouches .....	14
1.6.2 Les stratifiés : .....	15
1.6.3 Les sandwichs .....	15
1.6.3.1 Avantages des sandwichs.....	16
1.6.3.2 Inconvénients des sandwichs .....	16
I.7 Application du matériaux composites .....	17
I.7.1 Industrie aérospatiale .....	17
I.7.2 Industrie des transports terrestres et maritime .....	18
I.7.3 Industrie des articles de sport et de loisir .....	19
I.8. Mise en œuvre des matériaux.....	19
I.8.1 Moulage en contact.....	19
I.8.2 Moulage par compression.....	20
1.8.3 Moulage sous vide .....	21
I.8.4 Moulage par transfert de résine (RTM- Resin Transfert Molding).....	22

## **CHAPITRE II** Généralité sur la fatigue des matériaux

Introduction : .....	24
Aperçu historique : .....	24
II.1 Définition du phénomène de la fatigue .....	25
II.1.1 Cycle de contrainte en fatigue .....	27
II.2 La sollicitation de fatigue : .....	28
II.3 Mécanismes et modèles de fissuration : .....	29
II.3.1 Modes de Chargement.....	30
II.3.1.1 Chargement monotone : .....	30
II.3.1.2 Chargement cyclique .....	30
II.3.1.3 Chargement constant .....	31
II.3.2 Action de la fatigue : .....	31
II.4 Phase de propagation d'une fissure en fatigue .....	32
II.4.1 Amorçage de la fissure (phase A dans la figure II.8).....	32
II.4.2 Propagation stable (phase B dans la figure II.8) .....	33
II.4.3 Propagation rapide (phase C dans la figure II.8).....	33
II.5 Modes de rupture.....	33
II.6 Vitesses et Fissuration .....	34
II.7 Modèles phénoménologiques .....	35
II.7.2 Loi de Forman.....	35

II.8.1	Courbe S-N ou la courbe de Wöhler .....	35
II.8.2	Les trois domaines de la courbe de Wöhler:[14].....	36
<b>CHAPITRE III Résultats et discussion</b>		
III.1	Aperçue sur logiciel AFGROW .....	42
III.2	Modèle de Forman / Mettu (Nasgro).....	42
III.3	Présentation du modèle .....	44
III.4	Les matériaux étudiés.....	45
III.5	Résultats de la simulation .....	47
III.5.1	Plaque non réparée.....	47
III.5.2.	Réparation par patches en composite.....	49
III.6.	..... Effet de la variation du matériau	53
III.6.1.	Matériau AL 2024 T3.....	53
III.6.2.	Matériau Aluminium 7075 T73 .....	54
III.7	Effet du rapport de charge .....	55
III.7.1	Pour Aluminium 6061 T6 avec un chargement fixe P=80 MPa... <b>Erreur ! Signet non défini.</b>	
III.7.2	Pour AL 2024 T3 avec un chargement fixe P=80 MPa.....	64
III.8.	..... Effet de la variation de l'épaisseur de patch	57
III.8.1.	Matériau : AL 2024 T3.....	57
Conclusion général.....		64
Références Bibliographiques .....		65
Résumé.....		70



***Introduction  
générale***

### **Introduction générale**

Les composites présentent une résistance mécanique élevée tout en étant beaucoup plus légers que les métaux classiquement utilisés dans l'industrie aéronautique, tels que l'aluminium. Cette réduction de poids permet de diminuer la consommation de carburant et les émissions de gaz à effet de serre, tout en améliorant les performances des avions en termes de vitesse, d'autonomie et de capacité de charge. Les composites sont réputés pour leur excellente résistance à la fatigue, ce qui est crucial pour les structures soumises à des contraintes cycliques répétées, comme les ailes d'avions. Leur capacité à résister aux cycles de charge et à maintenir leur intégrité structurelle contribue à la sécurité et à la durabilité des avions.

Ainsi, la fatigue est un processus de défaillance progressive d'un matériau sous l'effet de charges cycliques répétées. Ce travail examine les divers mécanismes de dommages liés à la fatigue, tels que la formation de fissures, la propagation de ces fissures et l'aboutissement final à la rupture du matériau. Des méthodes d'analyse de la durée de vie en fatigue, comme les courbes de Wöhler, sont utilisées. Une compréhension approfondie de la mécanique de la fatigue est essentielle pour évaluer les performances des réparations effectuées sur les composites soumis à des charges cycliques.

L'objectif de cette étude est de réaliser une modélisation numérique d'une plaque d'aluminium fissurée, en prenant en compte différents alliages (séries 2000, 6000 et 7000), et en étudiant différents paramètres. Cette modélisation sera effectuée à l'aide du code de calcul "AFGROW".

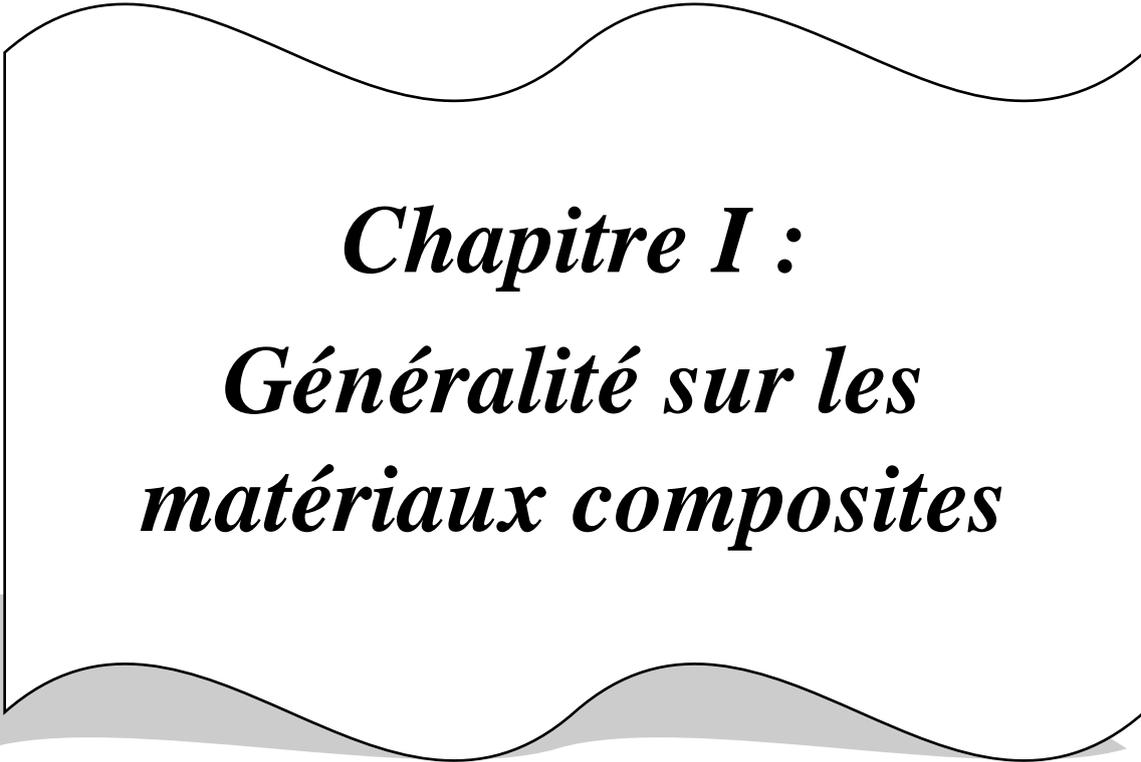
Le mémoire est divisé en trois chapitres, en plus de l'introduction, de la conclusion et des références bibliographiques.

- **Le premier chapitre** présente des généralités sur les matériaux composites.
- **Le deuxième chapitre** rappelle les notions de base sur la fatigue des matériaux.
- **Le troisième chapitre** présente les résultats de l'effet des différents paramètres étudiés. Plusieurs paramètres ont été mis en évidence, tels que l'influence des matériaux sur la propagation de la fissure, l'influence du rapport de charge, de la taille de la fissure initiale et de l'épaisseur de l'adhésif sur la propagation de la fissure. Ce chapitre inclut également une discussion sur les paramètres étudiés.

## *Introduction générale*

---

Enfin, en présente une conclusion générale qui met en évidence les principaux aspects abordés dans cette étude, les résultats obtenus et l'importance de l'analyse numérique dans le comportement mécanique des plaques fissurées soumises à des chargements cycliques. Des discussions sur les résultats obtenus sont également présentées.



***Chapitre I :***  
***Généralité sur les***  
***matériaux composites***

## **Historique**

Les matériaux composites sont vieux comme le monde. Il y a plus de 4000 ans, les artisans de l'ancienne l'Égypte savaient améliorer les performances mécaniques des briques en ajoutant un certain taux de la paille courte à l'argile fraîchement préparée. Plusieurs matériaux naturels comme les os (mélange complexe de collagène et de phosphate de calcium), le bois (fibre de cellulose dans une matrice de lignine) le corps humain peuvent être considérés comme des matériaux composites. Depuis plus de 4 décades, les bateaux de plaisance sont essentiellement fabriqués à l'aide de matériaux composites, et le développement actuel de ces matériaux à matrice organique et à renfort fibreux constitue un événement important dans l'histoire récente des matériaux. Une gamme croissante de fibres et de résines est utilisée par l'industrie que ce soit dans l'automobile, dans l'aérospatiale, dans l'industrie navale ou en robotique etc. Ces matériaux sont particulièrement adaptés aux structures qui requièrent à la fois haute résistance et excellente rigidité, avec en même temps une grande légèreté. En effet, ces composites présentent un certain nombre d'avantages par rapport au matériau métalliques : résistance à la fatigue mécanique, insensibilité à la corrosion, facilité et possibilité de mise en œuvre ainsi qu'un faible coût. Néanmoins, malgré un important développement, la conception des composites reste encore largement artisanale, et le calcul de ses structures s'appuie beaucoup plus sur l'expérience que sur une démarche explicitement scientifique [1].

### **I.1 Définition d'un matériau composite**

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont les performances sont supérieures à celles des composants pris séparément. Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice (Figure I.1) [2].

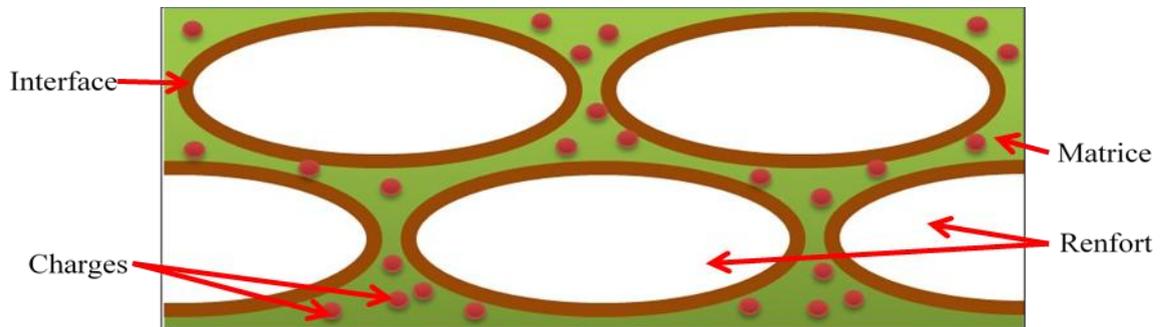


Figure I.1. composants d'un matériau composite[3].

## I.2 Les constituants des matériaux composites

### I.2.1 Matrices

La matrice est l'un des deux principaux constituants de base des matériaux composites. Le rôle principal de la matrice est de maintenir les renforts en place et de leur assurer la cohésion et la protection. Elle permet également la transmission des efforts mécaniques vers les renforts. Elle est généralement homogène et isotrope. On distingue les matrices céramiques, les matrices métalliques, les matrices minérales et les matrices organiques (Figure I.2)[4].

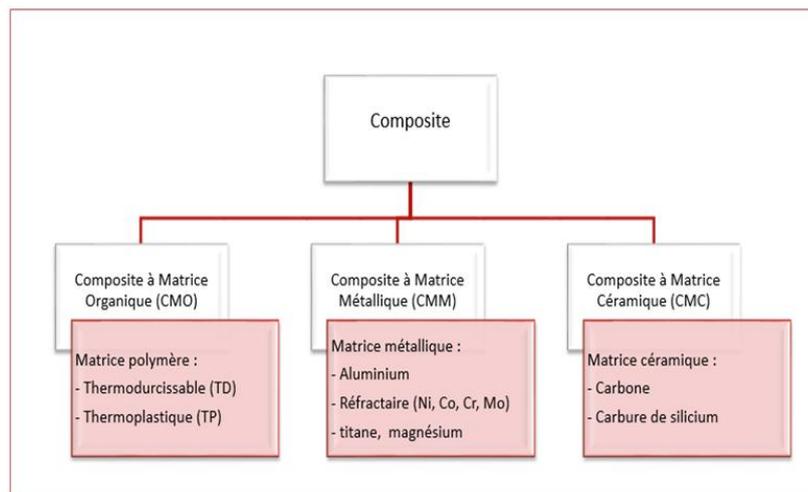


Figure I.2. Trois grandes familles de matrices [5].

#### I.2.1.1 Les matrices thermoplastiques

Sous l'effet de la chaleur, les thermoplastiques ramollissent et deviennent souples. On peut alors leur donner une forme qu'ils garderont en refroidissant. La transformation est réversible et renouvelable un grand nombre de fois, les thermoplastiques sont ainsi facilement recyclables. Cependant ils ne sont pas biodégradables et ont une « durée de vie » de plusieurs centaines d'années. Ce sont les matières plastiques les plus utilisées (notamment PE et le PVC) [4]. Le tableau I.1 montre caractéristiques mécanique de certains thermoplastiques :

Polymère	$\sigma_{\max}$ (MPa)	E(GPa)	$\sigma_f$ (MPa)	$E_f$ (MPa)	$\varepsilon$ (%)
PP	26-41.4	0.995-1.776	55.2	0.83-1.73	15-700
PEHD	14.5-38	0.413-1.49	-	0.41-1.07	12-1000
PEBD	4-18.6	0.055-0.38	-	-	90-800
PA-6	43-79	2.9	69-117.3	1.9-2.8	20-150
PVC	31-60	3.78	72.4	-	-

**Tableau I.1.** Caractéristiques mécanique de certains thermoplastiques[6].

### I.2.1.2 Les matrices élastomères

Les élastomères sont élastiques et se déforment et tendent à reprendre leur forme initiale et supportent de très grandes déformations avant rupture. Ce ne sont pas réellement des «plastiques ». Issu du latex d'Hévéas (arbre d'Amazonie), le caoutchouc naturel est resté long -temps le seul élastomère connu mais les méthodes modernes de fabrication ont permis d'obtenir une grande diversité de matériaux en ajoutant des additifs, accélérateurs, agents protecteurs (anti oxygène,...) et en les combinant à d'autres matériaux (métaux, textiles, autres plastiques...). On distingue trois grandes catégories qui présentent chacune de nombreux produits aux propriétés variées. Les élastomères présentent des caractéristiques bien spécifiques grande élasticité, bonne étanchéité, fort pouvoir amortissant...employés essentiellement en tant que pneumatiques, on les utilise également sous la forme de joints, de tubes et tuyaux, de membranes, de dispositifs antivibratoires,...dans de nombreux domaines d'activités : automobile, industrie, aéronautique, médecine [4].

### I.2.1.3 Les matrices thermdurcissables

Ces plastiques prennent une forme définitive au premier refroidissement. Ils deviennent durs et ne se ramollissent plus une fois moulés. La technique de fabrication est difficile à mettre en œuvre mais elle produit des matériaux très solides et très résistants aux

agressions chimiques et à la chaleur [4].Le tableau I.2 montre les caractéristiques des résines thermodurcissables :

Résine	Densité $\rho$	E(Gpa)	$\sigma_r$ (MPa)	Tmax(°C)
Époxyde	1,2	4,5	130	90-200
Uréthane	1,1	0,7-7	30	100
Polyester insaturé	1,2	4	80	60-200
Urée Formaldéhyde	1,2-1,5	6-10	40-80	140
Phénole Formaldéhyde	1,1-1,3	3-4	35-60	80-300

**Tableau I.2.** Caractéristiques des résines thermodurcissables[7].

### I.2.2 Renforts

Le renfort est le squelette supportant les efforts mécaniques. Le but des renforts dans les matériaux composites est essentiellement d'accroître leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc.) et d'améliorer des propriétés physiques, tels que les comportements au feu, la tenue en température (conservation des caractéristiques mécaniques à haute température) ou les propriétés électriques. Outre les propriétés mécaniques élevées qu'ils procurent, les caractéristiques recherchées dans les renforts sont une masse volumique faible, une compatibilité avec les matrices et une facilité de mise en œuvre. Les renforts peuvent provenir d'origines diverses (animale, végétale, synthétique, etc.). Il peut se présenter sous de nombreuses formes : fibres courtes ou particules (mat) ou fibres continues (unidirectionnel, tissus ou textures multidirectionnelles). Chacune d'entre elles s'impose dans une application particulière en raison de ses propriétés spécifiques et de son prix. Il existe plusieurs types de renforts fibreux : Les fibres des renforcements des matériaux composites modernes ont deux origines[8].

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure I.3 :

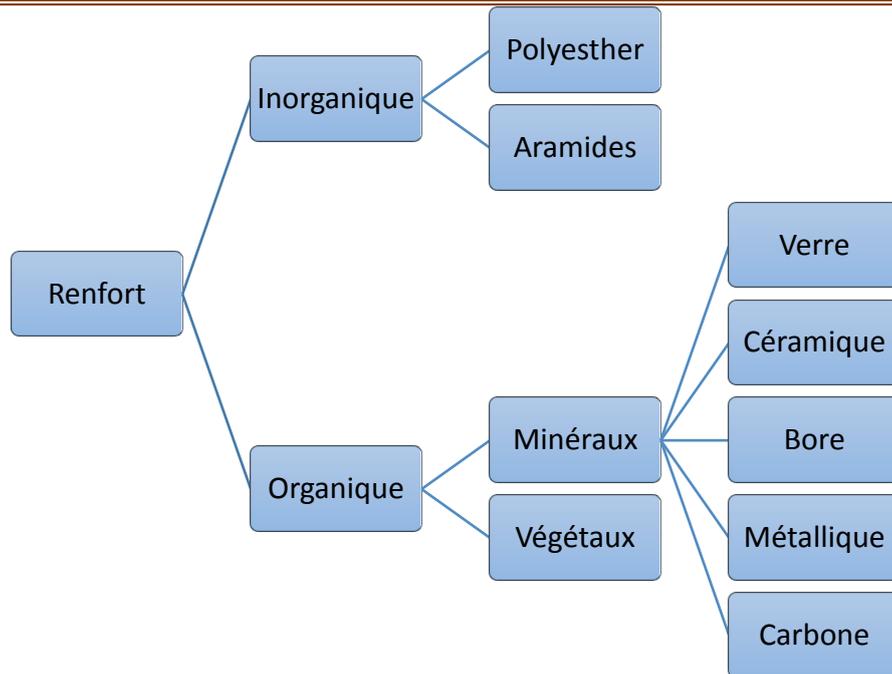


Figure I.3. Types de renfort.

## I.2.3 Les principaux fibres

### I.2.3.1 Fibres de verre

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance–prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites [9].(voir la figure I.4)

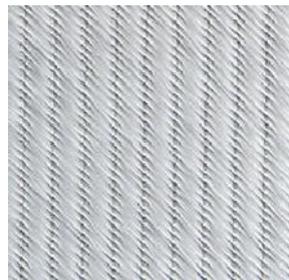


Figure I.4.Fibredeverre[10].

### I.2.3.2 Fibres de carbone

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseurs utilisées sont

des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur.

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitisation. Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone. (voir la figure I.5)

Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J [9].



**Figure I.5.** Fibre de carbone [10].

### **I.2.3.3 Fibres aramides**

Les fibres aramides ont des propriétés mécaniques élevées en traction comme les carbones mais leurs résistances à la compression est faible. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à une mauvaise adhérence des fibres à la matrice dans le matériau composite. Pour y remédier, des enzymages des fibres peuvent être utilisés. L'utilisation de composites à fibres hybrides permet également de remédier aux faiblesses des composites à fibres aramides. Des renforts hybrides de type verre-kevlar ou carbone-kevlar sont largement utilisés dans le domaine des loisirs (ski, raquette de tennis). (voir la figure I.6)

Quelques exemples de fibres aramides : KEVLAR (Dupont de Nemours, USA), TWARON (Akzo, Allemagne-Hollande), TECHNORA (Teijin, Japon) [9].



Figure I.6.Fibre d'aramide[10].

### I.2.3.4 Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions. Quelques exemples de fibres céramiques :

- fibres de Carbure de Silicium
- fibres de Bore
- fibres de Bore carbure de silicium

### I.2.3.5 Caractéristiques mécaniques des fibres

Il existe différents types de fibres. Elles peuvent être scindées en deux groupes, les fibres à haut module et les fibres à haute résistance. Les fibres à haut module ont une résistance faible et celles à forte résistance ont un module faible [9]. Le tableau I.3 montre caractéristiques mécaniques des fibres :

Renforts	Diamètre du filament( $\mu\text{m}$ )	Masse volumique ( $\text{Kg.m}^{-3}$ )	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %
	D	Mv	E	G	K	C <sub>1</sub>	A
Verre E	16	2600	74 000	30 000	0.25	2 500	355
Verre R	20	2500	86 000		0.2	3 200	4
Carbone HM	6.5	1800	390 000	20 000	0.35	2 500	0.6
Carbone HR	7	1750	230 000	50 000	0.3	3 200	1.3
Kevlar 49	12	1450	130 000	12 000	0.4	2 900	2.3
Bore	100	2600	400 000			3 400	0.8
Silicate d'alumine	10	2600	200 000			3 000	1.5

Polyéthylène		960	100 000			3 000	
--------------	--	-----	---------	--	--	-------	--

**Tableau I.3.** Caractéristiques mécaniques des fibres. [7]

### **I.3 Classification des matériaux composites**

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

#### **I.3.1 Classification suivant la forme des constituants**

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres [11].

##### **I.3.1.1 Composites à fibres**

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur :

- la nature des constituants,
- la proportion des constituants,
- l'orientation des fibres,

suivant le cahier des charges imposées.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. En conséquence, le présent ouvrage sera essentiellement consacré par la suite à l'étude de ce type de matériaux [11].

##### **I.3.1.2 Composites à particules**

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Par exemple, des inclusions de plomb dans des alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage.

Des particules de métaux fragiles tels le tungstène, le chrome et le molybdène, incorporées dans des métaux ductiles, augmenteront leurs propriétés à températures élevées, tout en conservant le caractère ductile à température ambiante.

Les cermets sont également des exemples de composites métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à températures élevées. Par exemple, les cermets à base d'oxyde sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à hautes températures.

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

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement accroît sans cesse. Toutefois, compte tenu de leurs diversités, ce type de matériaux ne sera pas étudié dans le cadre de cet ouvrage [11].

### **I.3.2 Classification suivant la nature des constituants**

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale. Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites [8], nous pouvons citer :

#### **I.3.2.1 Composites à matrice organique (CMO) (résine, charges), avec :**

— des fibres minérales : verre, carbone, etc.

- des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc.
- des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

**I.3.2.2 Composites à matrice métallique (CMM)** (alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

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

**I.3.2.3 Composites à matrice minérale (CMC)** (céramique), avec :

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

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600 °C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique [11].

## **I.4 Caractéristiques mécaniques des composites**

Les propriétés physiques et mécaniques des composites sont complexes en raison de leur comportement fortement anisotrope, c'est-à-dire qu'elles varient en fonction de la direction dans laquelle les forces sont appliquées. En effet, les matériaux composites sont généralement constitués de différentes phases avec des propriétés distinctes, ce qui peut entraîner une réponse mécanique non uniforme dans différentes directions. La disposition, l'orientation et la distribution des renforts dans la matrice peuvent également influencer de manière significative

les propriétés du matériau composite, rendant leur comportement encore plus complexe à comprendre et à modéliser.

### **I.4.1 Loi des mélanges**

La loi des mélanges est un modèle qui permet, dans certaines conditions, de déterminer certaines caractéristiques d'un matériau composite en fonction de la fraction volumique du renfort

#### I.4.2 La densité du composites

À partir de la loi énoncé ci-dessus on peut calculer la densité moyenne du composite.

Si :  $\rho_M$  densité de la matrice et  $\rho_R$  densité du renfort, alors la densité du composite  $\rho_C$  est :

$$\rho_C = V_R \rho_R + (1 - V_R) \rho_M \quad (I.1)$$

#### I.4.3 Les paramètres des résistance :

Lorsqu'on mélange deux matériaux ayant un comportement élastique linéaire et des modules de Young différents, le produit obtenu est également élastique et linéaire. En d'autres termes, si les matériaux constitutifs du composite présentent un comportement élastique (c'est-à-dire qu'ils retrouvent leur forme et leurs dimensions initiales après la suppression de la contrainte) et linéaire (c'est-à-dire que la relation contrainte-déformation est proportionnelle), le composite résultant préservera ces caractéristiques.

Si la force est appliquée parallèlement aux fibres dans un matériau composite, il est possible de calculer le module de Young à partir de la loi des mélanges. Dans cette configuration, la matrice, les fibres et le composite subissent une déformation unitaire identique sous l'effet de la force F, ce qui se traduit par :

$$\varepsilon_C = \varepsilon_M = \varepsilon_R \quad (I.2)$$

Par application de la loi des mélanges on obtient :

Pour le module de Young :

$$E_C = V_f \cdot E_R + (1 - V_f) E_M \quad (I.3)$$

De la même manière on peut déterminer :

La limite d'élasticité du composite :

$$R_{e_c} = V_f \cdot R_{e_R} + (1 - V_f) R_{e_M} \quad (I.4)$$

La résistance maximale à la traction du composite :

$$R_{mc} = V_R R_{mR} + (1 - V_R) R_{mM} \quad (I.5)$$

Pour une force perpendiculaire au sens des fibres, les contraintes dans la matrice, dans les renforts et dans le composite sont identiques [12]. Cela se traduit par:

$$\sigma_R = \sigma_M \quad (I.6)$$

## I.5 Avantages et inconvénients des composites

Les composites présentent plusieurs avantages qui les rendent attrayants par rapport à d'autres matériaux. Cependant, ils ont également certains inconvénients qui peuvent freiner leur diffusion. Les défis actuels pour l'industrie des composites incluent la maîtrise des émanations de produits organiques volatils, la gestion des déchets et la réglementation de plus en plus stricte, ainsi que la nécessité d'une bonne connaissance des constituants et des procédés de fabrication.

### I.5.1 Avantages des composites

**Légèreté :** Les composites sont généralement plus légers que les matériaux traditionnels tels que les métaux, ce qui les rend adaptés à des applications nécessitant une réduction de poids, comme dans l'industrie aérospatiale et automobile. Cela peut contribuer à une meilleure efficacité énergétique et à une meilleure performance globale des produits.

**Résistance à la corrosion et à la fatigue :** Les composites sont souvent résistants à la corrosion, ce qui les rend appropriés pour des environnements agressifs. Ils peuvent également avoir une meilleure résistance à la fatigue que les matériaux métalliques, ce qui les rend adaptés à des applications soumises à des cycles de charge répétitifs.

**Insensibilité aux produits chimiques :** Les composites peuvent être insensibles à certains produits chimiques tels que les graisses, les liquides hydrauliques, les peintures et les solvants, ce qui les rend appropriés pour des applications où une résistance chimique est requise.

**Flexibilité de conception :** Les composites peuvent être fabriqués dans une grande variété de formes et de tailles, et peuvent être adaptés pour répondre à des exigences de conception spécifiques. Ils peuvent également être intégrés avec d'autres composants pour former des pièces complexes, offrant ainsi une grande flexibilité de conception.

## I.5.2 Inconvénients des composites

**Coûts** : Les matériaux composites peuvent être plus coûteux que les matériaux traditionnels en raison des coûts des matières premières et des procédés de fabrication nécessaires pour les produire. Cela peut rendre les composites moins compétitifs sur le plan économique dans certaines applications.

**Gestion des déchets** : Les composites peuvent poser des défis en matière de gestion des déchets, car leur recyclage peut être complexe et coûteux. La gestion des déchets générés par la production et l'utilisation de composites peut être un enjeu important sur le plan environnemental.

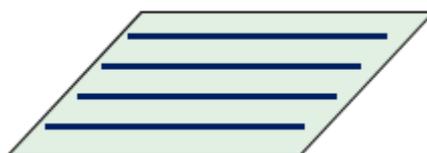
**Réglementation** : Les composites sont soumis à une réglementation de plus en plus stricte en matière de sécurité, d'environnement et de santé. Cela peut entraîner des défis supplémentaires en termes de conformité réglementaire pour l'industrie des composites.

**Maîtrise des procédés et des performances** : Les composites sont souvent complexes à fabriquer et à traiter en raison de leur nature anisotrope et des propriétés spécifiques de leurs constituants. Une connaissance approfondie des matériaux et des procédés de fabrication est nécessaire pour garantir des performances optimales et répondre aux exigences de qualité et de performance[13].

## 1.6 Les matériaux composites structuraux

### 1.6.1 Les monocouches

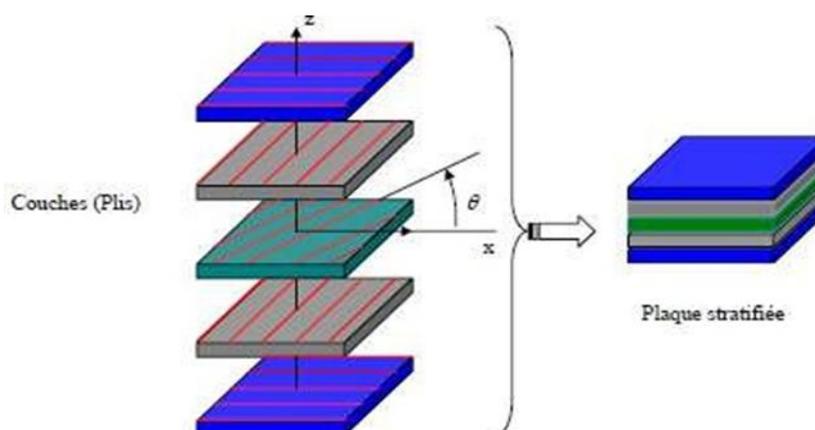
Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les monocouches sont caractérisées par la forme du renfort. On distingue les monocouches à fibres longues (unidirectionnelles UD ou réparties aléatoirement), à fibres tissées (tissus de renfort) et à fibres courtes[14]. (voir la figure 1.7)



**Figure I.7.** Monocouches UD (Pli unidirectionnel)[14].

### 1.6.2 Les stratifiés :

Un stratifié résulte de la superposition de plusieurs monocouches (ou plis) de nappes unidirectionnelles ou de tissus ayant chacune une orientation propre par rapport à un repère commun aux couches et désigné par le référentiel du stratifié (figure I.8). Les nappes successives sont en général orientées différemment (classiquement  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $-45^\circ$ ). Il y a au minimum quelques couches, et jusqu'à 20 ou 30 couches, pour une épaisseur qui peut aller de 1 mm à plusieurs mm [14].



**Figure I.8.** Stratifié composé de plusieurs monocouches avec différentes orientations [14].

On appelle stratifié :

- 1- Équilibré : un stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction  $+\theta$  que de couches orientées suivant la direction  $-\theta$ .
- 2- Symétrique : un stratifié comportant des couches disposées par rapport au plan moyen (miroir).
- 3- Orthogonal : un stratifié comportant autant de couches à  $0^\circ$  que de couches à  $90^\circ$ . (14)

### 1.6.3 Les sandwiches

Ce sont des matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et de faible résistance (figure I.9 a). L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. L'assemblage des peaux

avec l'âme se fait généralement par collage, par soudage ou par polymérisations dans les moules dans le cas des composites plastiques. Les âmes peuvent être pleines (bois, mousse, ...etc.) ou creuse (alliages métalliques léger, papier, ...etc.). Les peaux sont généralement des stratifiées ou des feuilles d'alliage légers. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse (figure I.9 b) Ces structures ont une grande rigidité en flexion et torsion. L'âme de la structure sandwich résiste principalement aux contraintes de cisaillement et de compression hors plan, les peaux inférieures et supérieures supportent quant à elles les efforts dans leur plan [14].

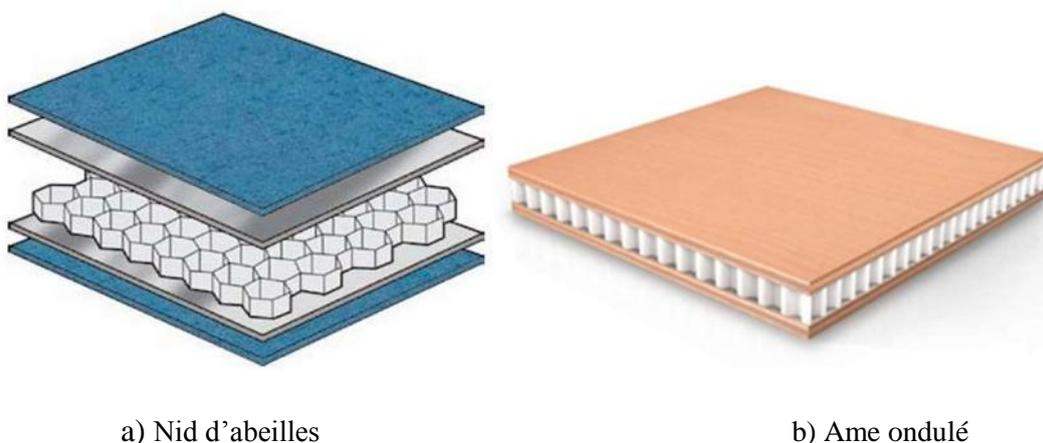


Figure I.9. Eléments constitutifs d'un sandwich[14].

### 1.6.3.1 Avantages des sandwichs

Les sandwichs sont caractérisées par une grande légèreté ; une excellente rigidité à la flexion et par de bonnes caractéristiques d'isolation [14].

### 1.6.3.2 Inconvénients des sandwichs

Malgré les atouts dont disposent les sandwichs ils présentent comme même des inconvénients : mauvais amortissement et isolation acoustique, tenue au feu moyenne, problèmes de décollement âme.

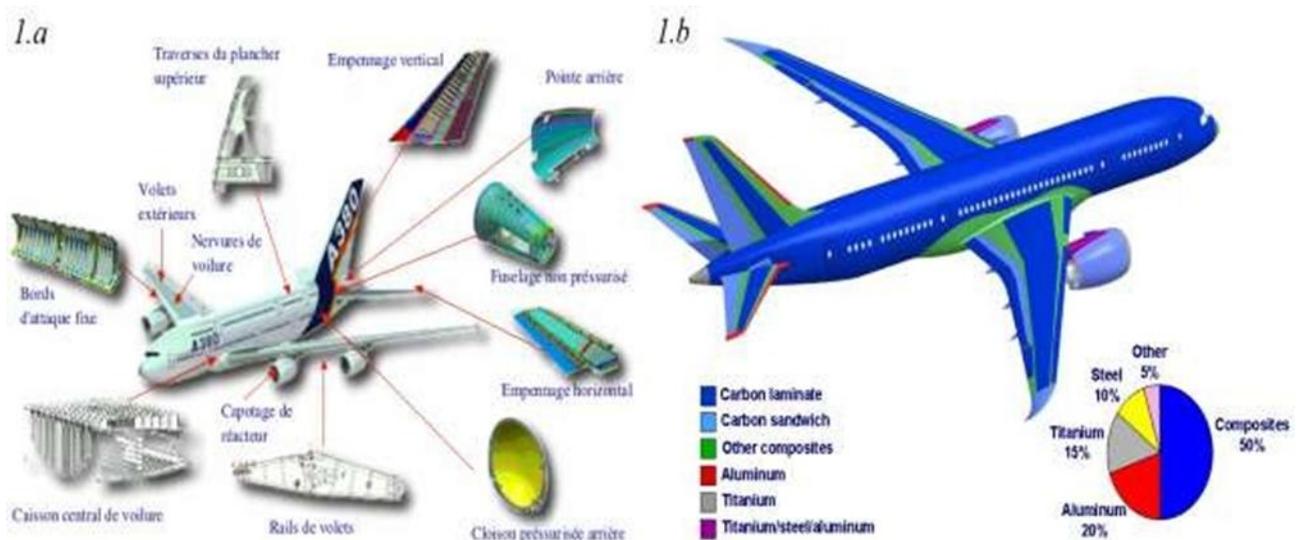
Possibilité et risque de flambage par rapport aux autres structures [14].

## I.7 Application du matériaux composites

Les matériaux composites présentent de nombreux avantages par rapport aux matériaux traditionnels, tels que la légèreté, la résistance mécanique et chimique, la réduction de la maintenance, la liberté de formes, et des propriétés améliorées telles que la durée de vie, la sécurité, l'isolation thermique et phonique, et la conception de formes complexes. Ils ouvrent de nouvelles possibilités pour associer fonction, forme et matériaux, répondant ainsi à des besoins souvent contradictoires. Ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes[15].

### I.7.1 Industrie aérospatiale

Dans l'industrie aéronautique, les matériaux composites jouent un rôle essentiel dans la recherche de solutions innovantes. Les deux principaux avionneurs civils, Airbus et Boeing, rivalisent pour maîtriser ces composites, avec des annonces médiatiques importantes. Airbus met en avant la réalisation du caisson central composite de l'A380(Figure I.10), qui joue un rôle structurel crucial en reprenant les efforts de flexion de la voilure et en assurant sa liaison avec le fuselage. De son côté, Boeing prépare le lancement du B787, le premier avion de transport de passagers avec une voilure et un fuselage en composites(Figure b). En réponse, Airbus a lancé le programme A350 XWB, principalement basé sur l'utilisation de composites [15].



**Figure I.10.** Répartition des matériaux composites dans l'A380. a) source Airbus) et dans le B787 .b), source Boeing) [16].

Les composites hautes performances à base de fibres de carbone utilisés dans l'aéronautique présentent trois caractéristiques clés qui suscitent l'intérêt des concepteurs. Tout d'abord, ils offrent des propriétés mécaniques spécifiques nettement supérieures à celles des matériaux métalliques. Ensuite, leur disposition des fibres peut être adaptée pour répondre aux exigences des efforts attendus, permettant ainsi d'obtenir des propriétés mécaniques sur mesure. Enfin, ces composites présentent une faible sensibilité à la fatigue et à la corrosion, ce qui réduit les coûts de maintenance [15].

Les constructeurs aéronautiques sont particulièrement préoccupés par la minimisation de la consommation de carburant de leurs avions, compte tenu de l'augmentation du prix du pétrole. Ils adoptent une approche en trois étapes pour atteindre cet objectif : réduire la masse de l'appareil, optimiser la motorisation et diminuer la quantité de carburant embarquée.

La réduction de la masse structurale constitue un défi technologique majeur auquel les constructeurs répondent de deux manières. D'une part, l'utilisation de matériaux composites aux propriétés mécaniques supérieures permet de concevoir des structures plus légères sans compromettre leurs performances. Dans l'industrie aérospatiale, les composites sont de plus en plus utilisés pour les structures secondaires et sont progressivement intégrés aux structures primaires, qui supportent les principales sollicitations de l'appareil. D'autre part, la recherche d'un dimensionnement précis permettant de réduire toute masse superflue ouvre la voie à la pratique de l'optimisation structurale [15].

### **I.7.2 Industrie des transports terrestres et maritime**

L'intégration des matériaux composites dans l'industrie automobile et des transports terrestres a permis de réaliser des économies de carburant significatives grâce à la réduction de poids obtenue. Ces matériaux sont largement utilisés dans de nombreux domaines du transport, y compris le secteur ferroviaire. Par exemple, des éléments de carrosserie et des boucliers amortisseurs de choc fabriqués en composites sont utilisés sur les motrices des T.G.V., offrant de meilleures performances en termes d'absorption d'énergie. Une entreprise de transport routier, la société LOHEAC, a considérablement réduit sa consommation de carburant en remplaçant les cabines conventionnelles de ses tracteurs par des éléments moulés en une seule pièce en composites. Cette innovation a permis de réduire le poids de la cabine de 875 kg (en acier) à seulement 455 kg, tout en offrant une plus grande solidité et une meilleure résistance aux dommages. Dans le domaine de la construction navale, l'introduction des matériaux composites a marqué une avancée technologique majeure par rapport aux

techniques traditionnelles de construction en bois. L'utilisation de composites dans la construction de coques de bateaux confère à la structure une résistance élevée à l'usure, aux chocs répétés des vagues et aux collisions avec des objets flottants. L'introduction de matériaux composites renforcés, tels que le Kevlar 49 associé à la fibre de verre-E, permet de réduire le poids des structures des bateaux rapides (patrouilleurs, bateaux d'intervention, etc.) tout en maintenant une résistance suffisante. Cela se traduit par une augmentation de la vitesse pour une puissance donnée, une meilleure rentabilité pour une même vitesse, ou l'utilisation d'une motorisation moins puissante [15].

### **I.7.3 Industrie des articles de sport et de loisir**

Les matériaux composites, en raison de leur légèreté, de leur résistance à la fatigue et de leur stabilité dimensionnelle, sont largement utilisés dans la fabrication d'articles de sport et de loisirs tels que les skis, les raquettes de tennis, les cannes à pêche, les planches à voile, les voiliers de plaisance, les arcs, les cadres de vélo et les instruments de musique. Ces matériaux offrent des avantages supérieurs par rapport au bois et à l'aluminium, qui ne répondent plus aux exigences modernes de performance et de durabilité. Des études ont démontré l'excellent amortissement des vibrations des skis sur neige, offrant ainsi aux skieurs un confort optimal tout en préservant les caractéristiques essentielles du produit. De plus, les matériaux composites permettent la conception de raquettes légères, rigides et résistantes à la fatigue dynamique, réduisant ainsi la sollicitation musculaire du bras, la fatigue et offrant davantage de confort [15].

## **I.8. Mise en œuvre des matériaux**

### **I.8.1 Moulage en contact**

C'est la méthode la plus simple qui demande le moins d'équipements. On utilise des moules en bois vernis, en métal, etc., sur lesquels on dépose successivement : un agent de démoulage, une couche de surface (optionnelle) et des couches successives de renforts imprégnés au rouleau d'une résine polymérisant à l'ambiante(Figure I.11 ) [17].

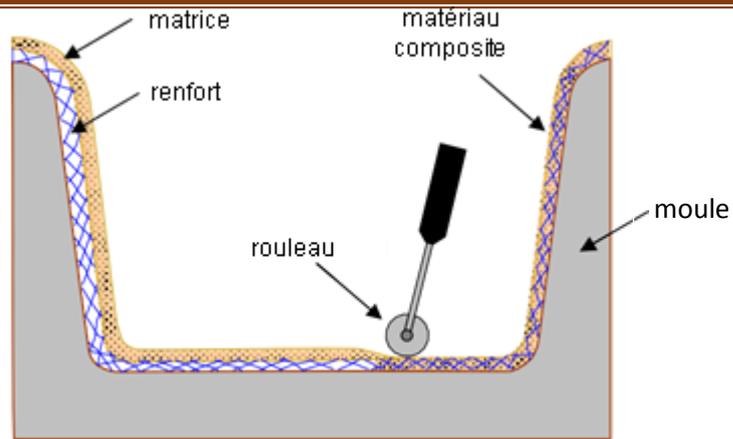


Figure I.11. Principe du moulage au contact [18].

### I.8.2 Moulage par projection

Dans cette méthode, la résine et les fibres de renfort coupées sont projetées simultanément au moyen d'un pistolet sur une forme (Figure I.12) [17].

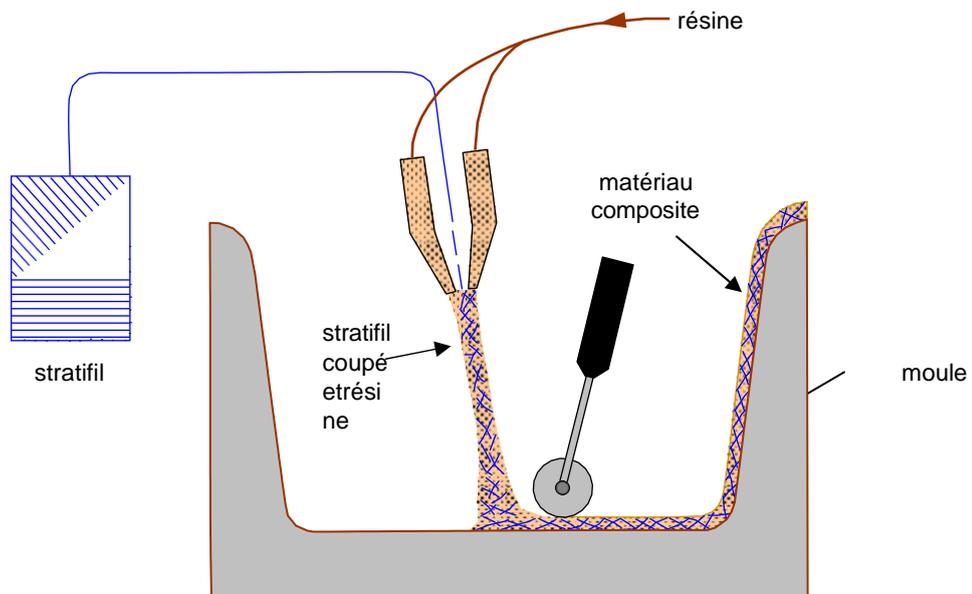


Figure I.12. Principe du moulage par projection [18].

### I.8.2 Moulage par compression

Le moulage par compression est l'un des procédés les plus économiques pour la

production de grandes séries de pièces de petites et de moyennes dimensions. Dans ce procédé, on place une préforme de compound de moulage (résine, renfort, catalyseur et additifs déjà pré mélangés dans des proportions optimales) dans la cavité d'un moule chauffé, et ensuite on la presse aux dimensions finales. Il y a deux méthodes pour le moulage par compression, moulage par compression à froids (Figure I.13.1) et moulage par compression à chaud (Figure I.13.2) [17].

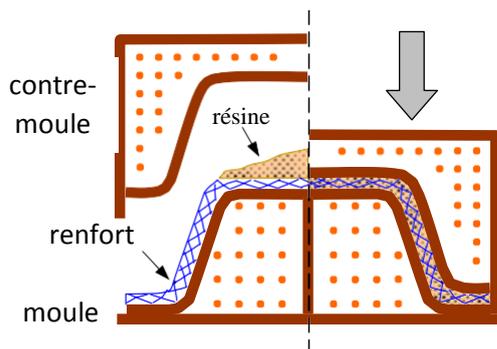


Figure I.13.1.À froid

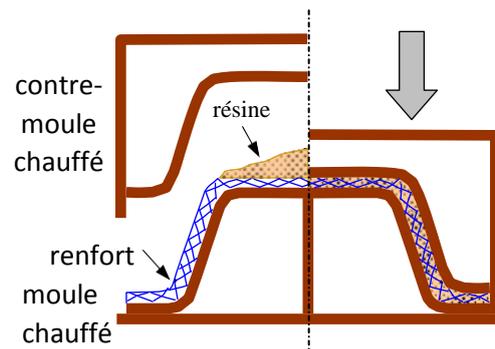


Figure I.13.2.À chaud

Figure I.13.Principedumoulageparcompression [18].

### 1.8.3 Moulage sous vide

Les renforts fibreux sont placés à sec sur un film démoulant qui épouse les formes du moule. Une membrane souple joue le rôle de contre-moule et assure l'étanchéité. Le vide créé permet à la résine de se diffuser dans les renforts fibreux et cavités. Cette méthode pourrait être combinée avec un système de chauffage qui servirait à polymériser la résine. Aux conditions ambiantes, la pression qui fait couler la résine est égale à la pression atmosphérique(Figure I.14)[17].

Coulée de  
résine

Verre  
tissé

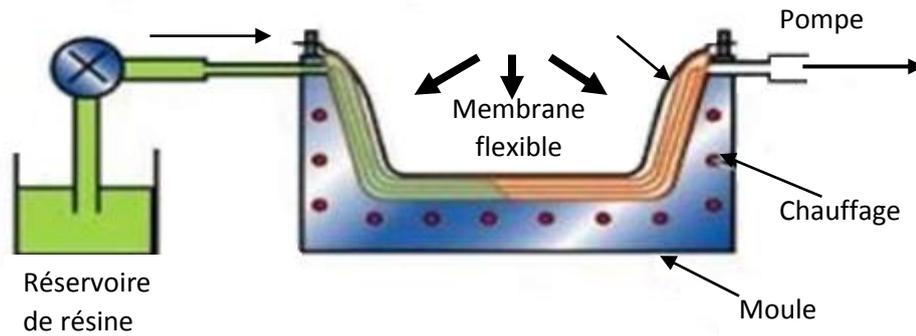


Figure I.14. Moulage sous vide [19].

#### I.8.4 Moulage par transfert de résine (RTM- Resin Transfert Molding)

Le moulage par transfert de résine consiste à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé. L'alimentation des résines est réalisée par le vide ou par l'injection de la résine (figure I.15). Cette méthode permet d'atteindre des taux volumiques élevés des fibres, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées. Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes formes complexes [19].

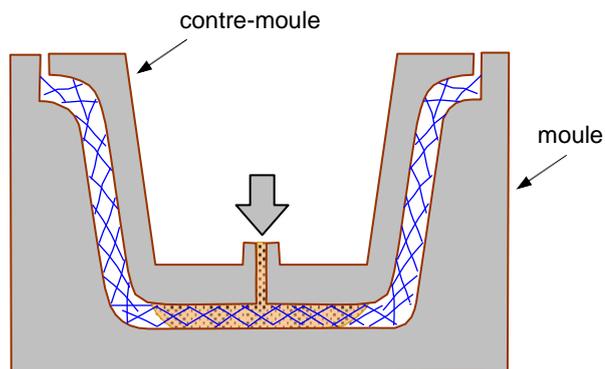


Figure I.15. Moulage par injection de résine [18].



***CHAPITRE II :***  
***Généralité sur la fatigue***  
***des matériaux***

**Introduction :**

L'étude de la mécanique de la fatigue est un domaine essentiel de la science des matériaux et de l'ingénierie mécanique. Elle se concentre sur le comportement des matériaux et des structures soumis à des contraintes répétées ou cycliques, pouvant entraîner des défaillances et des ruptures sous l'effet de la fatigue.

La mécanique de la fatigue repose sur une compréhension approfondie des mécanismes qui mènent à la dégradation et à la rupture des matériaux. Ces mécanismes incluent la propagation de fissures, l'initiation de fissures à partir de défauts existants ou de zones de concentration de contrainte, et les processus de déformation.

La mécanique de la fatigue revêt une importance cruciale dans de nombreuses industries, notamment l'aéronautique, l'automobile, l'énergie, et la construction. Comprendre les mécanismes de fatigue et être capable de prédire la durée de vie en fatigue des structures permet d'optimiser la conception, d'améliorer la fiabilité et la sécurité des produits, et de réduire les coûts liés aux défaillances et aux réparations.

Elle joue un rôle crucial dans la conception et l'optimisation des produits, ainsi que dans la garantie de leur durabilité et de leur intégrité structurelle.

**Aperçue historique :**

Au début du XXe siècle, les travaux de Wöhler ont marqué une étape importante dans le développement de la mécanique de la fatigue. Wöhler a mené des expériences sur des fils métalliques et a établi une relation entre le nombre de cycles de chargement et la contrainte appliquée, montrant que les matériaux présentaient une résistance limitée à la fatigue. Ses résultats ont conduit à la formulation de la courbe S-N (contrainte-nombre de cycles)(figureII.1), qui représente la résistance à la fatigue d'un matériau en fonction du nombre de cycles appliqués

Au cours des années suivantes, les chercheurs ont continué à étudier la fatigue des matériaux et ont identifié plusieurs mécanismes de défaillance. Les travaux de Miner, dans les années 1940, ont introduit le concept de cumul des dommages, selon lequel les chargements répétés provoquent une accumulation progressive de dommages qui peut finalement conduire à la rupture.

Dans les années 1960 et 1970, des progrès significatifs ont été réalisés dans le domaine de la mécanique de la fatigue. La compréhension des mécanismes de propagation des fissures et des défauts dans les matériaux s'est améliorée grâce aux travaux de Paris-

Erdogan et autres. Ils ont développé des modèles mathématiques, tels que la loi de Paris, pour prédire la vitesse de propagation des fissures en fonction des paramètres du matériau et des contraintes appliquées.

La mécanique de la fatigue a également bénéficié de l'avancement des techniques expérimentales et de la modélisation numérique. Les essais de fatigue ont été raffinés, permettant une meilleure caractérisation des matériaux et l'obtention de données fiables pour les modèles de prédiction. Les méthodes numériques, notamment les éléments finis, ont permis de simuler le comportement complexe des structures soumises à des chargements cycliques et d'évaluer leur durée de vie en fatigue.

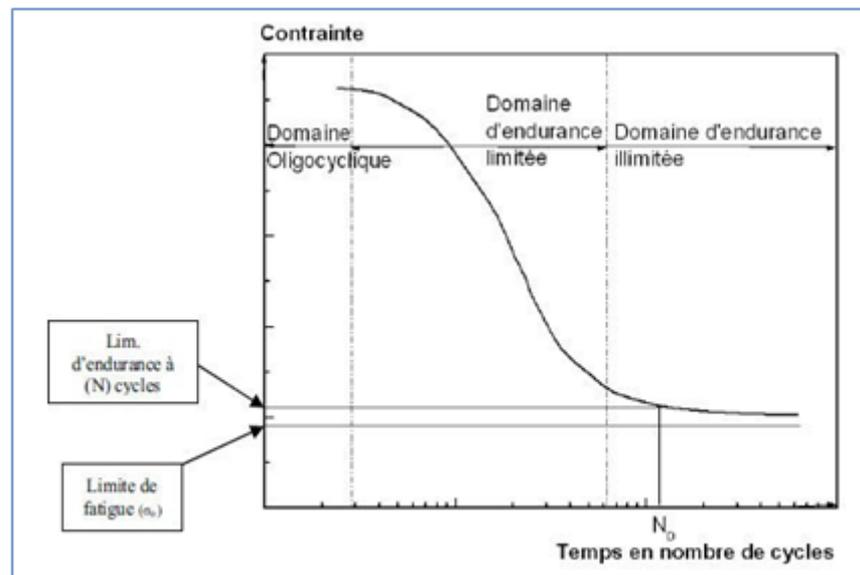


Figure II.1. Courbe de Wöhler (S- N) [19].

## II.1 Définition du phénomène de la fatigue

La fatigue est un processus qui altère les propriétés d'un matériau sous l'effet de contraintes ou de déformations cycliques. Cela peut entraîner la formation de fissures et la rupture de la structure. Les zones critiques de la structure sont souvent liées à des discontinuités dans le matériau, telles que des joints de soudure ou des défauts de surface. Il est important de prendre en compte ces discontinuités lors de la conception des structures. Des techniques d'amélioration de la résistance à la fatigue, comme la modification des surfaces et la sélection de matériaux appropriés, peuvent prolonger la durée de vie des structures soumises à des contraintes cycliques. Il est décrit comme un « phénomène mystérieux » pouvant se produire sans signes avant-coureurs [20].

Pineau et Bathias ont défini que la fatigue ou endommagement par fatigue est la modification des propriétés des matériaux consécutive à l'application de cycle d'efforts, cycles dont la répétition peut conduire à la destruction des pièces constituées avec ces matériaux.

En règle générale, la fatigue se produit avec une déformation plastique localisée autour des défauts présents dans les matériaux, à partir de l'extrémité de la fissure lorsque elle se forme, et ne se produit pas avec une déformation de l'ensemble (figure II.2)[21].

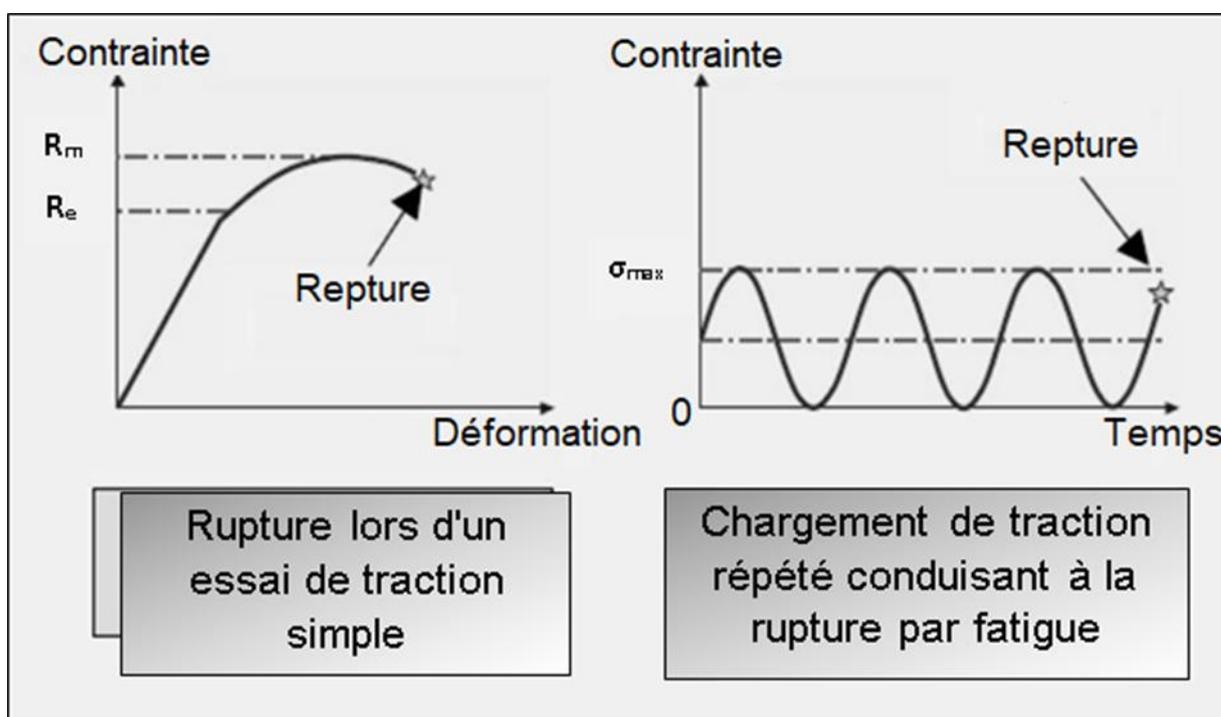


Figure II. 2. Définition de la fatigue [21].

Le cycle de contrainte de fatigue est défini par la contrainte maximale  $\sigma_{max}$ , la contrainte minimale  $\sigma_{min}$ , la contrainte moyenne  $\sigma_{moy}$  et l'amplitude de la contrainte  $\sigma_a$  (figure II.3).

On en déduit :

La contrainte moyenne  $\sigma_m$  est définie par :

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (II.1)$$

L'amplitude de contrainte  $\sigma_a$  est définie par :

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

L'amplitude de contrainte  $\sigma_a$  est définie par :

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

Un autre paramètre important qui sera décrit par la suite est le rapport de charge "R" caractérisant le chargement est défini par la relation :

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

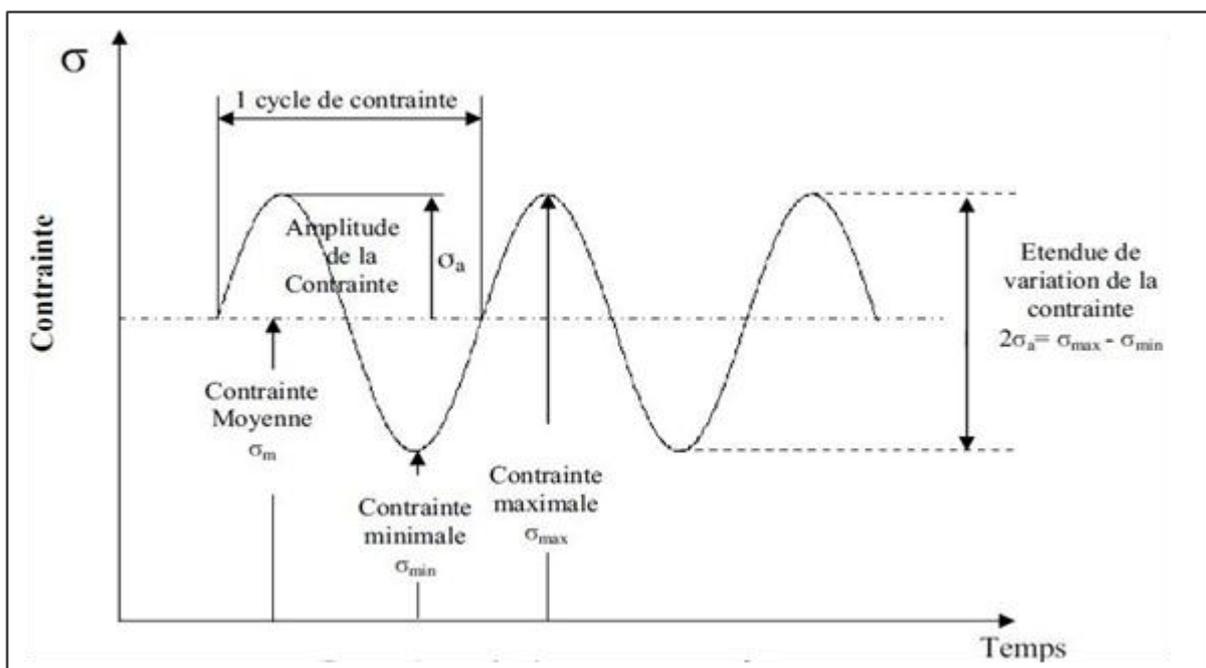
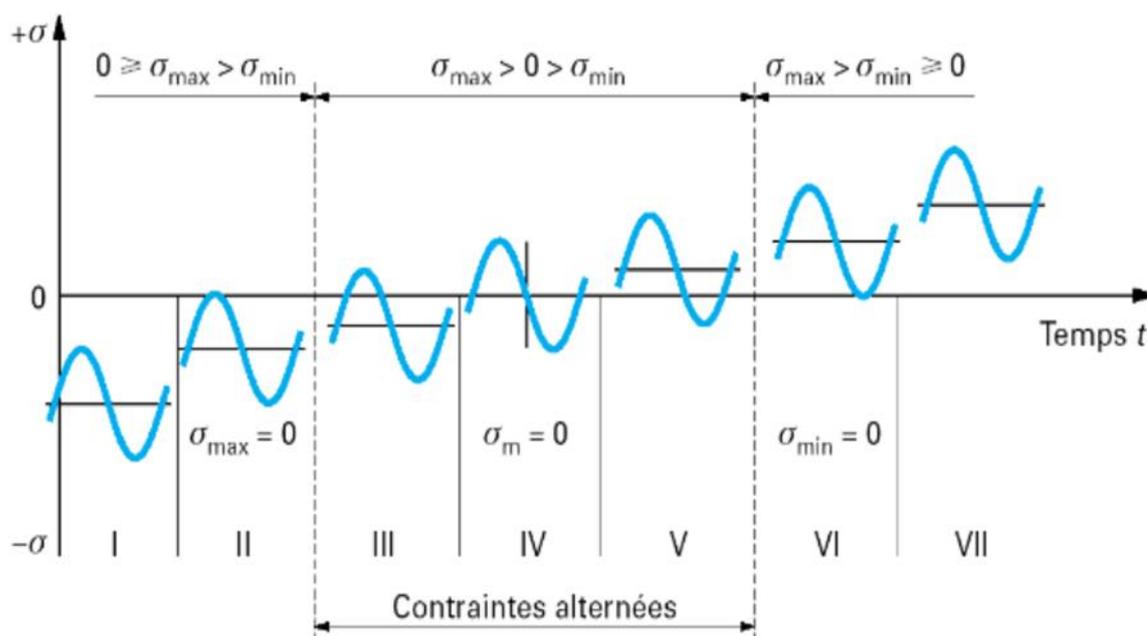


Figure II.3. Cycle de contrainte en fatigue

### II.1.1 Cycle de contrainte en fatigue

Les formes possibles de cycle de contrainte sont présentées dans la figure II.4



**Figure II.4.** Les différentes formes de cycle de contrainte au cours d'essai de fatigue [22].

- I. Contrainte ondulée de compression :  $1 < R\sigma < +\infty$ .
- II. Contrainte répétée de compression :  $R\sigma \rightarrow +\infty$ .
- III. Contrainte alternée dissymétrique :  $-\infty < R\sigma < -1$ .
- IV. Contrainte purement alternée :  $R\sigma = -1$
- V. Contrainte alternée dissymétrique :  $-1 < R\sigma < 0$ .
- VI. Contrainte répétée de traction :  $R\sigma = 0$ .
- VII. Contrainte ondulée de traction :  $0 < R\sigma < 1$ .

## II.2 La sollicitation de fatigue :

Toute pièce constitutive de toute structure type spatial, aéronautique, ferroviaire, automobile, génie civil ou même instrument de sport n'est pas uniquement sollicitée en statique mais subit des charges répétées, aléatoires ou cycliques de plus ou moins forte intensité en superposition de son chargement nominal.

Or, le phénomène de fatigue conduit à des ruines de structure sous chargement plus faible que la limite de rupture sous chargement monotone. Pour faire face à cette difficulté, il faut pouvoir ou bien connaître la durée de vie de la structure (donnée statistique fournie avec

une incertitude fixée) ou bien dimensionner la structure pour avoir une durée de vie infinie. Il convient donc notamment pour les pièces dites vitales de les dimensionner avec une contrainte maximale inférieure à la limite de fatigue (aussi nommée seuil d'endurance) ou bien de prédire leur durée de vie et la fréquence de leur remplacement ou encore à défaut de prédiction fiable de surveiller leur éventuelle évolution de manière à détecter le seuil d'acceptabilité avant échange[5]. La figure II.5 montre l'effet de la fatigue sur une éprouvette.

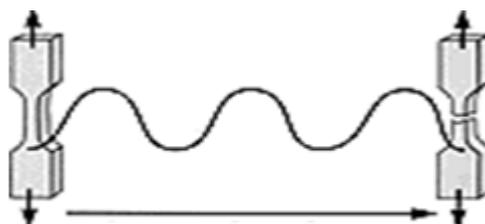


Figure II.5. Rupture sous chargement de fatigue [23].

### II.3 Mécanismes et modèles de fissuration :

Pour prévoir la rupture des pièces mécaniques sollicitées en fatigue, il est courant d'utiliser des lois empiriques de fissuration, notamment dans les bureaux d'études. Bien que les mécanismes exacts de la fatigue soient encore en cours d'exploration, l'influence de certains paramètres sur la vitesse de fissuration est généralement mieux comprise. Ces paramètres peuvent être classés en deux catégories :

1. Paramètres intrinsèques : Ces paramètres sont spécifiques au matériau lui-même. Ils incluent le module de Young, la limite d'élasticité, les propriétés cycliques et l'état métallurgique du matériau. Ces caractéristiques intrinsèques du matériau jouent un rôle important dans sa résistance à la fatigue et dans sa propension à la fissuration.
2. Paramètres extrinsèques : Ces paramètres dépendent des conditions de l'essai et ne sont pas spécifiques au matériau étudié. Ils incluent des facteurs tels que la température, l'environnement, les dimensions de l'éprouvette, le rapport de charge  $R$  (rapport de contrainte minimale sur contrainte maximale), etc. Ces paramètres externes peuvent avoir une influence significative sur la vitesse de fissuration et la durée de vie en fatigue.

En utilisant ces paramètres intrinsèques et extrinsèques, il est possible de formuler des lois empiriques de fissuration pour prédire la durée de vie en fatigue des pièces mécaniques. Cependant, il est important de noter que ces lois empiriques sont basées sur des observations expérimentales et peuvent varier en fonction des spécificités de chaque matériau et des

conditions d'essai. Par conséquent, il est nécessaire de valider ces lois empiriques pour chaque application spécifique [24].

### II.3.1 Modes de Chargement

On distingue plusieurs modes de chargement des structures :

- a. Chargement monotone ;
- b. Chargement cyclique ;
- c. Chargement constant ;
- d. Chargements complexes.

Chaque mode de chargement correspond à un mode de ruine particulier.

#### II.3.1.1 Chargement monotone :

Dans ce cas le chargement croît de façon continue. Le chargement peut consister en un déplacement imposé ou une charge imposée. Dans le cas linéaire (élasticité) les deux cas sont similaires. Dans le cas d'un comportement plastique, il existe une charge limite que la structure ne peut pas dépasser. Dans le cas d'un chargement en force, il y a rupture brutale par instabilité plastique (figure II.6). Il peut s'agir, par exemple, du cas d'un réservoir dont on augmente la pression [24].

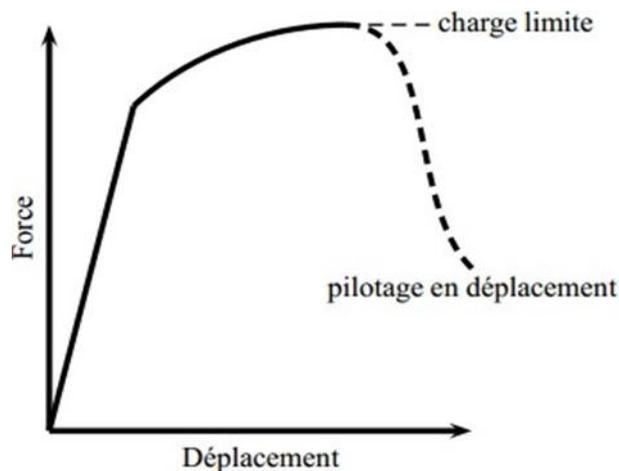


Figure II.6. Charge limite et mode de pilotage du chargement [25].

#### II.3.1.2 Chargement cyclique

La charge ou le déplacement varie de façon cyclique au cours du temps. La rupture est différée ; elle n'interviendra qu'au bout d'un nombre de cycles dépendant de la sévérité du chargement (figure II.7). On parle de fatigue. Des nombreuses

structures sont sollicitées en fatigue : moteurs, pneus, ailes d'avions, hélices de bateau etc [24].

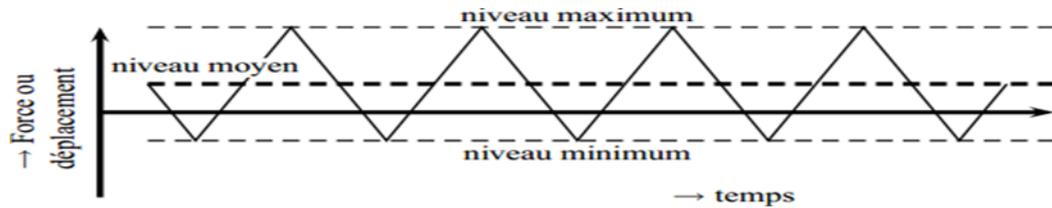


Figure II.7. Chargement cyclique [25].

### II.3.1.3 Chargement constant

Dans ce cas une charge constante est appliquée sur une structure généralement à haute température (c'est à dire pour  $T/T_f > 0.5$ ). Dans ce cas la structure flue. On se trouve également dans un cas de rupture différée [24].

### II.3.1.4 Chargements complexes :

Dans certains cas, le chargement peut être plus complexe que dans les cas précédents. Une structure à haute température peut voir son niveau de charge varier au cours du temps. On parle alors d'interaction fatigue-fluage. Une structure en fatigue dans laquelle se propage lentement une fissure peut subir une surcharge qui entraîne la rupture en charge limite [24].

## II.3.2 Action de la fatigue :

Considérons une structure soumise à un effort cyclique agissant jusqu'à la rupture (après un nombre de cycles donné).

L'endommagement est imprévisible, il peut naître (à l'échelle microscopique) souvent à la surface de la pièce comme il peut naître à l'intérieur. En évoluant il passe par 3 stades :

**1) Amorçage :** A cause de la grande finesse du défaut initié, sa détection n'est possible que si on utilise de puissants équipements de laboratoire. Son initiation peut avoir lieu dans des endroits où l'accès est impossible.

**2) Propagation :** Sous l'effet du changement cyclique du chargement la fissure initiée commence à prendre des dimensions importantes menant finalement à la ruine. A ce stade la

fissure qui a grandi résultait de la propagation des microfissures causées par le défaut initié dans la première étape, c'est elle qui deviendra la fissure de la fatigue.

**3) Rupture brutale:** Lorsque la fissure atteint une distance de telle façon que la section résiduelle est trop faible pour supporter de fortes contraintes résultant d'une concentration au fond de la fissure[26].

#### II.4 Phase de propagation d'une fissure en fatigue

L'évolution d'une fissure de fatigue peut être divisée en trois phases [28] :

##### II.4.1 Amorçage de la fissure (phase A dans la figure II.8)

Il est difficile de donner une définition de l'amorçage suivant que l'on s'intéresse à l'évolution microstructurale ou que l'on considère l'apparition d'une microfissure détectable par une technique quelconque. Par exemple on peut définir le nombre de cycles d'amorçage  $N_a$  pour une longueur de fissure de l'ordre de 0,1mm. Le stade d'amorçage est très important puisqu'il peut représenter jusqu'à 90% de la durée de vie du matériau dans le cas de la fatigue à très grand nombre de cycles. L'amorçage d'une fissure est influencée principalement par la différence de contraintes  $\Delta\sigma$ , par le facteur de concentration des contraintes (facteur «normalisant» la géométrie du détail), par la microstructure du matériau, par la contrainte moyenne et par l'environnement, on admet 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 de la fissure minimale a été de 0,1mm.

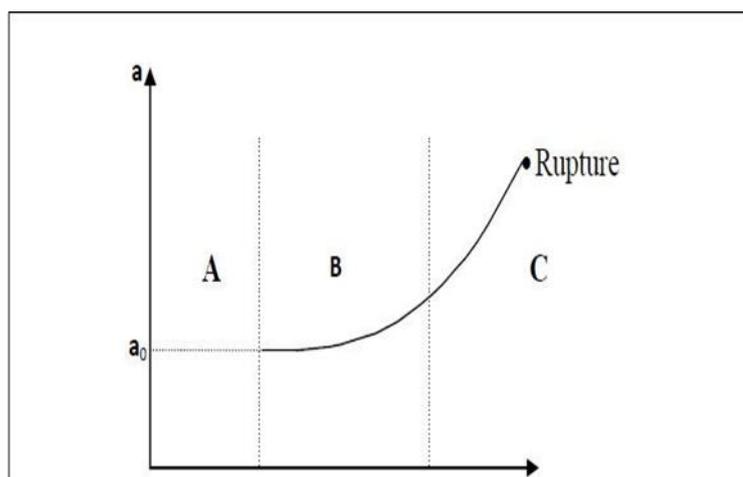


Figure II.8. Représentation schématique de la propagation d'une fissure [28].

#### II.4.2 Propagation stable (phase B dans la figure II.8)

Elle est influencée principalement 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.4.3 Propagation rapide (phase C dans la figure II.8)

Elle conduit à la rupture de l'élément. Le nombre de cycles est ici très faible et la propagation très rapide. Mentionnons encore que la rupture fragile peut intervenir à n'importe quel moment, alors qu'une rupture ductile a lieu après la phase de propagation rapide. Ce qui ne peut pas être décrite par la mécanique de la rupture linéaire élastique traditionnelle.

#### II.5 Modes de rupture

Une fissure est définie comme la surface  $\Sigma$  séparant localement un solide en deux parties. Le champ des déplacements est alors discontinu à travers cette surface et les trois composantes vectorielles de cette discontinuité forment les trois modes de rupture (figure II.9)[29].

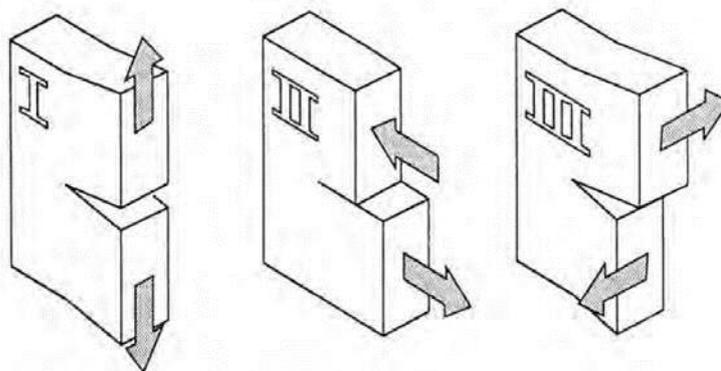


Figure II.9. Les trois modes de rupture [29].

**Mode I :** Ou mode par ouverture ou clivage (opening mode) : les surfaces de la fissure se déplacent perpendiculairement au plan de propagation.

**Mode II :** Ou glissement droit (edge mode) : les surfaces de la fissure glissent l'une sur l'autre dans le plan de propagation perpendiculairement au front de la fissure.

**Mode III :** Glissement vis (screwsliding) : les surfaces de la fissure glissent l'une sur l'autre dans le plan de propagation parallèlement au front de fissure.

Dans le cas général, la surface de rupture se développe suivant la combinaison des trois modes. Notons que les ruptures brutales résultent souvent de la propagation des fissures en mode I. C'est la raison pour laquelle la mécanique de la rupture s'intéresse plus particulièrement à ce mode [30].

## II.6 Vitesses et Fissuration

Lorsque l'on étudie l'évolution de la vitesse de fissuration en fonction de  $\Delta K$ , trois domaines des fissurations A, B et C peuvent se distinguer figure II.10 :

-Domaine A :

C'est le domaine de très faibles vitesses ( $da/dN \leq 10^{-6}$  (mm/cycle)) pour les alliages d'aluminium, ce domaine est caractérisé par la présence d'un seuil de propagation en dessous duquel la fissure ne se propage pas [31].

-Domaine B :

Ce domaine appelé domaine de Paris met en évidence une relation linéaire entre  $\ln(\Delta K)$  et  $\ln(da/dN)$  [31].

-Domaine C :

Ce domaine est caractérisé par un accroissement rapide de  $da/dN$  lorsque  $K_{max}$  se rapproche du facteur d'intensité de contrainte à la rupture  $K_c$  [31].

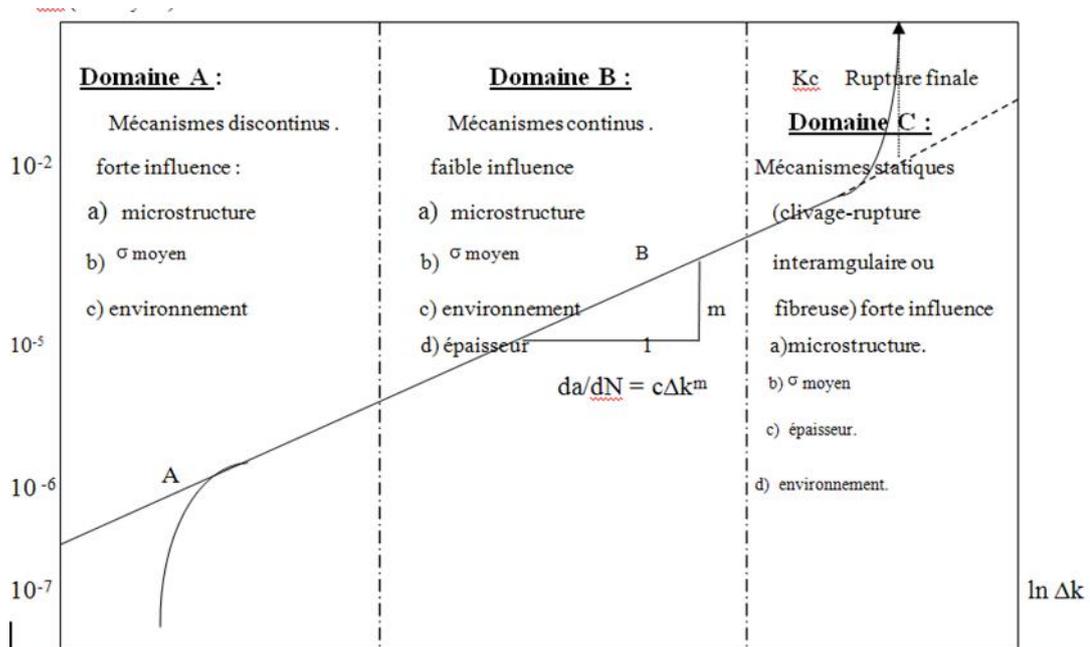


Figure II.10. Domaines de fissuration [32].

## II.7 Modèles phénoménologiques

Ces modèles tentent de décrire, le plus simplement possible, par une approche empirique, les variations constatées expérimentalement. Généralement, il s'agit de dégager et de transcrire en équation l'effet de ces paramètres sur la vitesse de propagation.

### II.7.1 Loi de Paris

En 1963 Paris et Erdogan proposaient une loi qui allait probablement être plus utilisée en pratique.

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad (\text{II.5})$$

Avec:  $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$

Et C et m des constantes qui dépendent du matériau et du rapport de charge R.

Différentes relations empiriques rendent compte de cette influence pour décrire plus complètement la courbe de propagation pour des vitesses très lentes et pour la zone de propagation rapide, certains auteurs ont intégré à la formulation, les valeurs de  $K_s$  (seuil de propagation) et de  $K_c$  (valeur critique du facteur d'intensité de contrainte).

### II.7.2 Loi de Forman

Pour décrire plus complètement la courbe de propagation Forman a proposé la relation:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C \Delta K^m}{(1-R) \cdot K_c - \Delta K} \quad (\text{II.6})$$

Cette équation a été vérifiée de nombreuses fois dans les alliages d'Aluminium, mais ne semble pas d'écrire convenablement le comportement des aciers où l'influence du rapport R est moins marquée que ne le prévoit la relation de Forman [32].

## II.8 Résistance à la fatigue

### II.8.1 Courbe S-N ou la courbe de Wöhler

La courbe S-N peut révéler l'existence d'une "limite de durabilité", définie comme le niveau de contrainte auquel un matériau résistera "indéfiniment" à une contrainte cyclique

sans tomber en panne. Évidemment, la connaissance de ce niveau de contrainte est importante pour l'ingénieur car elle lui fournit une contrainte de référence réaliste sur laquelle il peut baser ses conceptions. Cependant, pour de nombreux matériaux, aucune limitation de ce type n'a été trouvée dans le temps expérimental pratique. Dans ces cas, le concepteur doit se référer directement à la courbe S-N pour obtenir la contrainte appropriée correspondant à la durée de vie prévue du produit qu'il conçoit. Cette courbe peut généralement être divisée en trois régions[33]( Figure II.11).

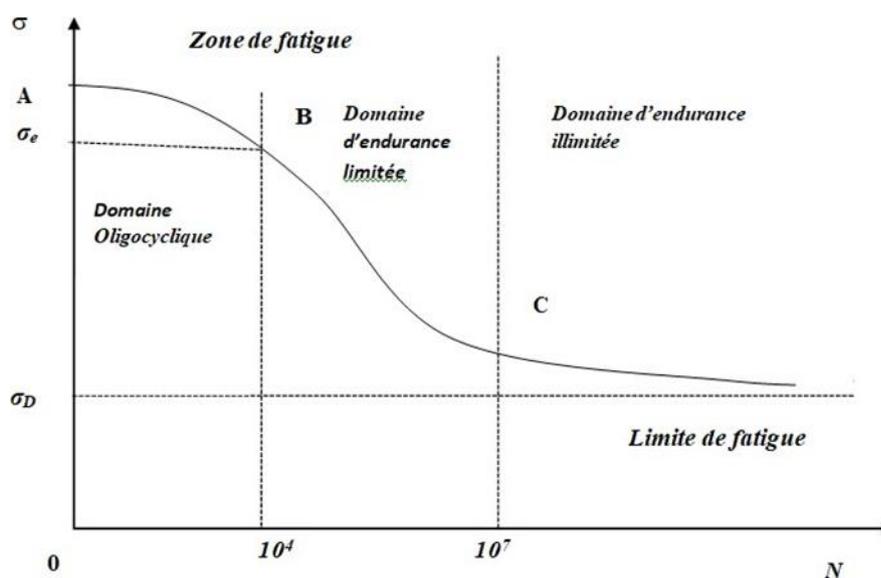


Figure II.11. Courbe de Wöhler[34].

Sur la courbe de Wöhler, on observe une dispersion statistique de la durée de vie, et pour une même contrainte, celle-ci est principalement due aux défauts du matériau (tolérances d'usinage, défauts de surface, et surtout facteurs métallurgiques) conduisant à l'initiation et à la propagation de fissures. Leur forme, leur taille et leur position sont variables. La durée de vie des pièces est donc également variable. Le dimensionnement structural basé sur les courbes de Wöhler doit fournir une certaine probabilité de défaillance. Plus la durée de vie moyenne augmente, plus la dispersion des durées de vie augmente. Cela limite l'application des courbes de Wöhler au dimensionnement des dispositifs de sécurité structurelle.

### II.8.2 Les trois domaines de la courbe de Wöhler [33]

- La zone AB, dite oligocyclique, qui correspond aux contraintes les plus grandes, supérieures à la limite d'élasticité macroscopique et où le nombre de cycles à la rupture s'étend de 0.5 jusqu'à  $10^4$  ou  $10^7$  (pour les aciers doux).

L'éprouvette atteint généralement un état d'accommodation plastique (figure II.12) ou un rochet élastoplastique (figure II.13) :

- L'accommodation plastique se produit lorsque la réponse de l'éprouvette devient périodique, c'est-à-dire la déformation plastique devient périodique, un cycle d'hystérésis élastoplastique se produit.
- Le rochet se produit lorsque la réponse de l'éprouvette n'atteint jamais un état périodique, la déformation plastique croît sans cesse, ce qui va provoquer la ruine de la structure en un nombre de cycles relativement très faible comme la.

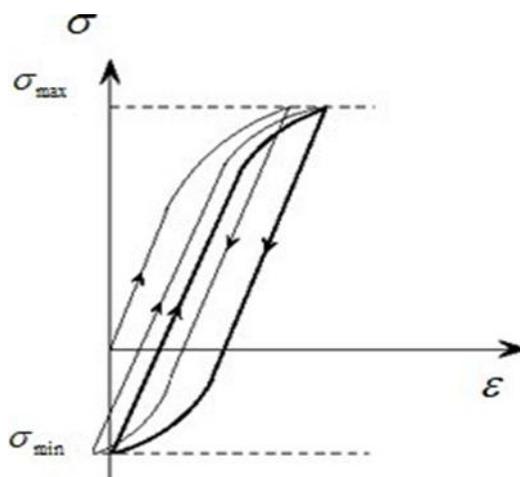


Figure II.12. Accommodation.

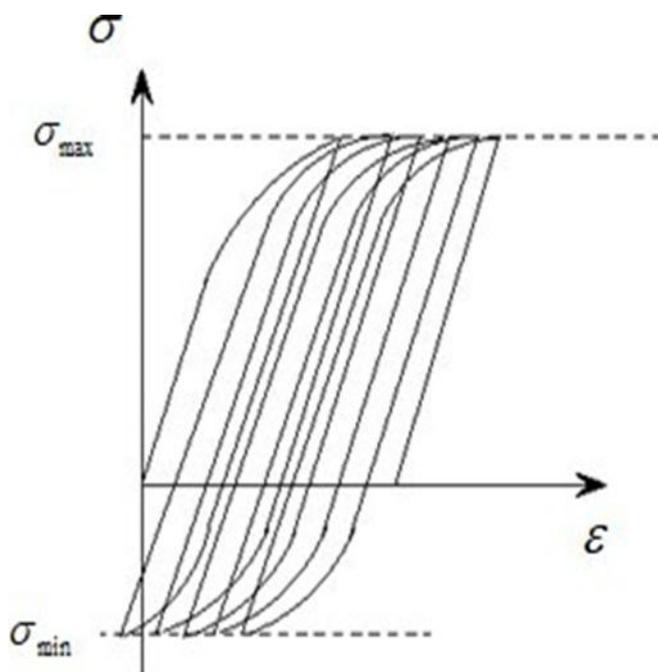


Figure II.13 Rochet

Dans cette zone, la rupture survient après un petit nombre d'alternances et est précédée d'une déformation plastique notable. Par suite de l'amplitude de la contrainte maximale, chaque cycle d'effort entraîne une déformation plastique d'ensemble accompagnée le plus souvent soit d'un durcissement notable, soit d'un adoucissement du métal. La déformation plastique peut être souvent reliée au nombre de cycles à la rupture par une relation simple de la forme (loi de Manson- Coffin):

$$N^k \epsilon^p = C \quad (\text{II.7})$$

Où l'exposant k est voisin de 5 pour les métaux courants (aciers, alliages légers).

- La zone BC, dite zone de fatigue ou d'endurance limitée, où la rupture est atteinte après un nombre de cycles compris approximativement entre  $10^4$  et  $10^6$  à  $10^7$ . La rupture n'est pas accompagnée d'une déformation plastique d'ensemble, mesurable. La réponse de l'éprouvette atteint dans ce cas un régime adapté élastique. L'adaptation élastique (figure II.14) est un état où la réponse de l'éprouvette devient purement élastique, il peut y avoir de la déformation plastique durant les premiers cycles, mais au bout d'un certain nombre de cycles, elle reste constante l'état final cependant dépend de l'état initial de la structure.

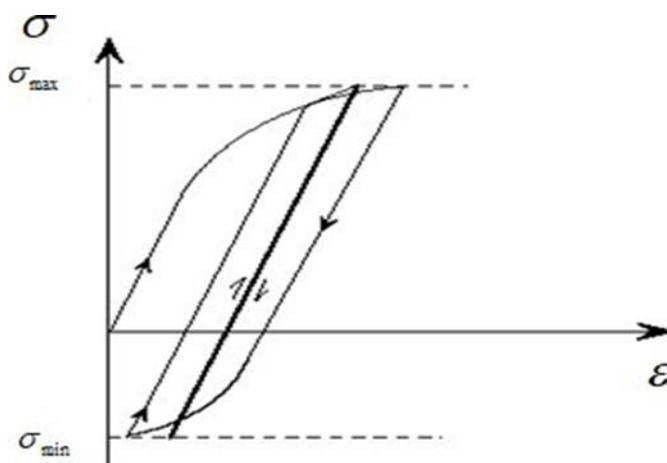


Figure II.14. Adaptation

C'est le domaine dans lequel travaillent la plupart des structures qui pour diverses raisons, doivent avoir des masses et des volumes impérativement réduits (cas des structures aéronautiques ou automobiles ou nucléaires).

Il existe de très nombreuses relations mathématiques reliant  $\sigma_b$  et N dans ce domaine.

- la zone CD, dite zone d'endurance illimitée ou zone de sécurité, où D est un point pour les métaux ferreux qui est à «l'infini». La courbe de Wöhler présente généralement une variation de pente plus ou moins marquée autour de  $10^6$  à  $10^7$  cycles, suivie d'une zone (CD) où la courbe tend vers une limite asymptotique parallèle à l'axe des N. En delà de cette valeur limite notée  $\sigma_D$ , il n'y a jamais rupture par fatigue quel que soit le nombre de cycles appliqué.

$\sigma_D$  est nommé limite de fatigue ou limite d'endurance. Cette limite peut ne pas exister ou être mal définie pour certains matériaux (aciers à haute résistance, métaux non ferreux). Les grandes durées de vie concernent le domaine d'endurance illimité.

### Formule de Wöhler

$$\sigma_a = a - b \log N \quad (\text{II.8})$$

Avec a et b > 0

Cette relation ne décrit pas totalité de la courbe de Wöhler puisque  $\sigma_a$  ne tend pas vers une limite  $\sigma_B$

Lorsque  $N \rightarrow \infty$  elle ne représente que la partie BC.

### Formule de Basquin

$$\log N = a - b \log \sigma_a \quad (\text{II.9})$$

Avec : a > 0 et b > 0

Ou :

$$N \sigma_a^\beta = C \quad (\text{II.10})$$

En posant  $\sigma_a = \frac{1}{j}$  et  $\ln C = a_j \beta$ .

Avec b est nommé index de la courbe de fatigue.

Dans l'expression de l'équation [33] : la contrainte tend vers zéro quand N tend vers l'infini. Cette relation n'est donc représentative de la courbe de Wöhler que dans sa partie BC.

Par ailleurs, elle représente des droites dans des axes logarithmiques et non dans des axes semi logarithmiques [34].

### **I.5. Limite d'endurance**

Limite d'endurance définie comme le niveau de contrainte sous lequel un matériau résistera aux contraintes cycliques « indéfiniment » sans rompre. Evidemment, la connaissance d'un tel niveau de contrainte est importante pour un ingénieur puisqu'il lui donne une contrainte de référence réaliste sur lequel il peut baser sa conception. Cependant, pour beaucoup de matériaux, une telle limite n'est pas trouvée dans le temps pratique de l'expérience. Dans ces cas, le concepteur doit se référer directement à la courbe S-N pour la contrainte appropriée qui correspond à la vie attendue de ce qu'il conçoit. Par contre, dans certains cas, par exemple lorsqu'il y a simultanément fatigue et corrosion, il ne semble pas y avoir d'asymptote horizontale. On définit alors une limite conventionnelle d'endurance comme la valeur de la contrainte qui ne conduit pas à la rupture avant un nombre de cycles fixé (par exemple 10<sup>7</sup> cycles). La notion de limite d'endurance est relative et sa définition dépend du problème traité [35].

### **I.6. La durée de vie**

La durée de vie est généralement mesurée par le nombre de cycles à rupture  $N$ . L'exécution de  $n$  cycles ( $n < N$ ) entraîne un certain endommagement de la pièce qu'il est important de définir car à titre préventif, il détermine sa vie résiduelle et donc peut indiquer s'il faut ou non remplacer la pièce pour éviter un accident [36].

### **I.7. Effet d'entaille [37]**

D'une manière générale, on appelle entaille une discontinuité imposée ou accidentelle de la forme de la pièce ou une inhomogénéité du matériau qui la constitue.

Les entailles peuvent être de quatre types :

- métallurgiques,
- chimique (corrosion),
- mécaniques,
- de service.

#### **I.7.1 Facteur de concentration de contrainte :**

Ces discontinuités (trou, clavetage...) conduisent à la modification du champ de contrainte. C'est à dire à la création de zones dans lesquelles les contraintes sont nettement supérieures à la contrainte nominale ou à la contrainte globale résultante des efforts appliqués.

On appelle cette localisation élevée de la contrainte "concentration de contrainte", qui associées aux discontinuités géométriques, réduisent les résistances statiques et cycliques des structures.

Dans le domaine élastique, Peterson [38] définit le facteur de concentration de contrainte de deux manières différentes :

- Le rapport de la contrainte maximale au fond d'entaille et la contrainte nominale est :

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{nom}} \quad (\text{II.11})$$

- Le rapport de la contrainte maximale au fond d'entaille et la contrainte globale est :

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_g} \quad (\text{II.12})$$

On constate que ce facteur dépend de la géométrie locale de la pièce et du type de sollicitation.

Dans le domaine élastoplastique, le facteur de concentration de contrainte  $K$  est défini par deux manières :

- a. par rapport à la contrainte nominale :

$$K_\sigma = \frac{\sigma_L}{\sigma_{nom}} \quad (\text{II.13})$$

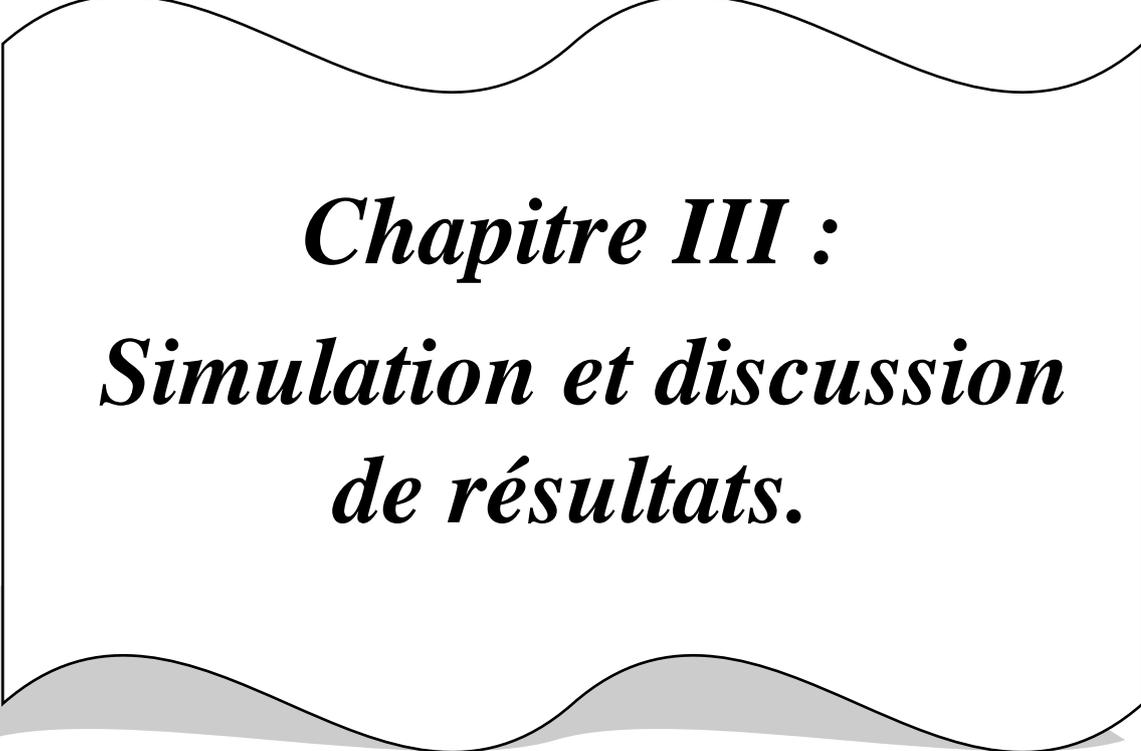
- b. ou par rapport à la contrainte globale

$$K_\sigma = \frac{\sigma_L}{\sigma_g} \quad (\text{II.14})$$

Où  $\sigma_L$  est la contrainte locale.

On constate que ce facteur ne dépend pas seulement de la géométrie locale de la pièce et du type de sollicitation, mais aussi de la nature du matériau [38].





***Chapitre III :***  
***Simulation et discussion***  
***de résultats.***

### **III.1 Aperçue sur logiciel AFGROW**

AFGROW est un logiciel de modélisation et d'analyse de la durée de vie en fatigue de structures aéronautiques et aérospatiales. Ce logiciel a été développé par l'Air Force Research Laboratory (AFRL) des États-Unis pour évaluer la durée de vie des avions, des hélicoptères, des satellites et d'autres structures soumises à des charges cycliques.

La fatigue est une forme de dégradation progressive d'un matériau ou d'une structure sous l'effet de contraintes répétées ou cycliques. La durée de vie en fatigue est une mesure de la capacité d'une structure à résister à ces contraintes répétitives avant de se rompre. AFGROW utilise des méthodes de calcul basées sur des données d'essais pour estimer la durée de vie en fatigue de la structure. Ces méthodes tiennent compte de plusieurs facteurs, tels que les matériaux utilisés, les conditions de chargement, les géométries de la structure, les défauts de fabrication et les effets environnementaux.

AFGROW est un outil essentiel dans l'industrie aérospatiale, car il permet de concevoir des structures plus légères et plus économiques tout en garantissant la sécurité et la fiabilité des avions et des satellites. Les ingénieurs peuvent utiliser AFGROW pour analyser les structures existantes, pour simuler des scénarios de chargement et pour prédire la durée de vie en fatigue de nouvelles conceptions. Les agences gouvernementales et les organisations de recherche utilisent également AFGROW pour mener des études sur la durée de vie en fatigue de diverses structures aérospatiales.

En résumé, AFGROW est un logiciel puissant et sophistiqué pour l'analyse et la prédiction de la durée de vie en fatigue des structures soumises à des charges cycliques. Sa capacité à tenir compte de nombreux facteurs différents en fait un outil indispensable pour les ingénieurs et les scientifiques travaillant dans l'industrie aérospatiale.

### **III.2 Modèle de Forman / Mettu (Nasgro)**

Le modèle NASGRO est un modèle empirique de prédiction de la vitesse de propagation de fissuration de fatigue, développé par Forman et Mettu en 1987 pour la NASA États-Unis. Ce modèle a été implémenté dans plusieurs codes de calcul de fatigue[39].

Le modèle NASGRO est basé sur l'hypothèse que la propagation de la fissure peut être décrite par trois régimes de propagation distincts : le régime de propagation à faible amplitude (régime I), le régime de propagation à amplitude moyenne (régime II) et le régime de propagation à haute amplitude (régime III). Pour chaque régime, la vitesse de propagation de

la fissure est exprimée en fonction du facteur d'intensité de contrainte (K) et des paramètres empiriques C, n, p et q.

La formule générale du modèle NASGRO est la suivante :

$$\frac{da}{dN} = C \left[ \left( \frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left( 1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^F}{\left( 1 - \frac{K_{max}}{\Delta K_{crit}} \right)^q} \quad (III.1)$$

Où da/dN est la vitesse de propagation de la fissure, Kmax est le facteur d'intensité de contrainte maximum, Kcrit est le facteur d'intensité de contrainte critique, ΔK est l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte, Kth est le facteur d'intensité de contrainte seuil, et C, n, p et q sont des coefficients empiriques.

Le( tableau III.1) présente les paramètres du module de propagation d'alliage d'aluminium à choisir dans cette simulation.

Alliage d'aluminium	C	N	P	Q	ΔK
2024 T3	1.5451.10 <sup>-10</sup>	3.284	0.5	1	3.187
6061 T6	1.8404.10 <sup>-9</sup>	2.3	0.5	1	3.846
7075 T73	2.7674.10 <sup>-10</sup>	3.321	0.5	1	3.297

**Tableau III.1.** Paramètres du module de propagation d'alliage d'aluminium

Le modèle NASGRO est largement utilisé dans l'industrie aérospatiale pour la prédiction de la durée de vie en fatigue des composants soumis à des chargements cycliques.figureIII.1.

**Material Properties** | **NASGRO Equation Constants**

**i** The parameters required for the NASGRO equation are given below. AFGROW requires additional parameters (Rhi and Rlo) to provide limits for the curve shifting. It has been demonstrated that these limits may be necessary for the NASGRO equation.

Enter

Paris crack growth rate constant, C:	<input type="text" value="2.5389e-011"/>
Paris exponent in NASGRO Equation, n:	<input type="text" value="2.95"/>
Exponent in NASGRO Equation, p:	<input type="text" value="0.5"/>
Exponent in NASGRO Equation, q:	<input type="text" value="0.5"/>
Threshold stress intensity factor range at R = 0, DK0:	<input type="text" value="7.692"/>
Threshold coefficient, Cth:	<input type="text" value="1.506"/>
Plane stress/strain constraint factor, Alpha:	<input type="text" value="2.5"/>
Ratio of the maximum applied stress to the flow stress, Smax/S0:	<input type="text" value="0.3"/>
Upper limit on R shift, RHI (Max: 1.0):	<input type="text" value="0.7"/>
Lower limit on R shift, RLO (0... -2.0):	<input type="text" value="-0.3"/>

Figure III.1. Les différents paramètres de l'équation de NASGRO.

### III.3 Présentation du modèle

Cette figure III.2 représente l'évaluation de la résistance en fatigue de la plaque en alliage d'aluminium de longueur L et de largeur W= 101,6mm, et l'épaisseur T=2,286 mm.

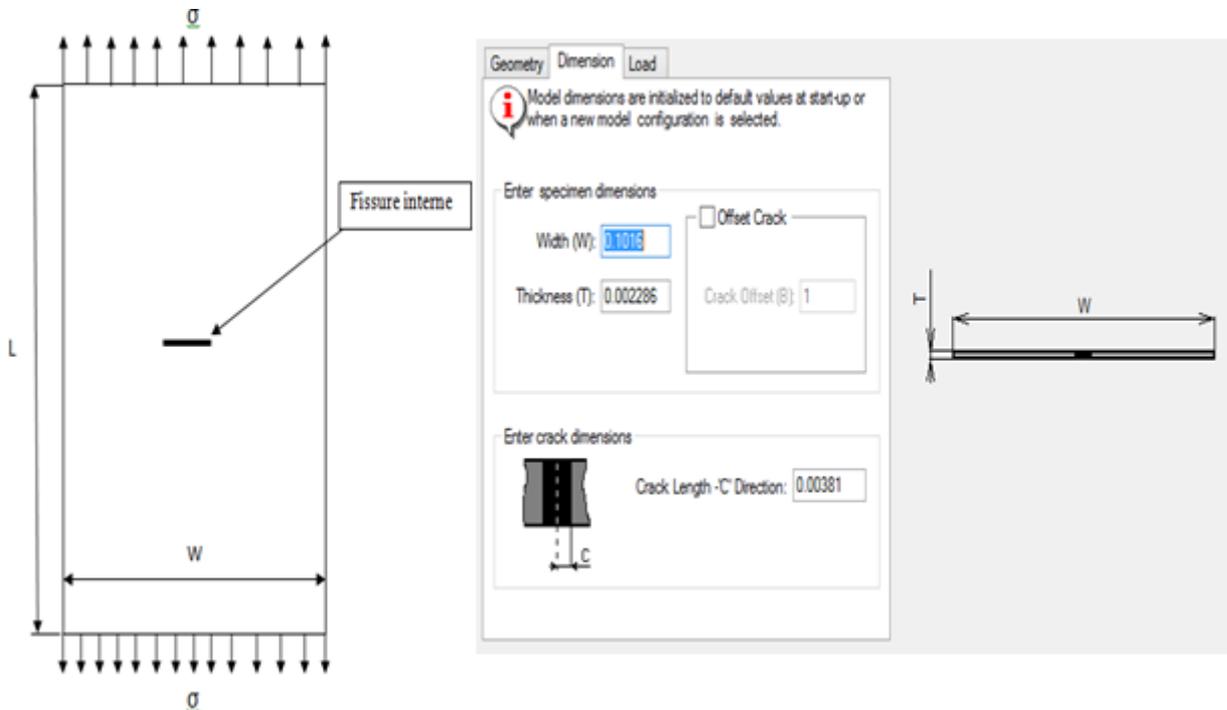


Figure III.2. Présentation du modèle.

Pour la comparaison de l'effet de la réparation avec les composites bore/époxy et graphite/époxy, vous pouvez procéder de la manière suivante :

- L'extraire les caractéristiques mécaniques de la plaque à partir de la base des données du AFGROW en alliage d'aluminium, notamment le module d'élasticité  $E$ , la limite élastique  $\sigma_y$ , le coefficient de Poisson  $\nu$  et le facteur de concentration de contrainte  $K_t$  au niveau de la fissure interne.
- Déterminer la géométrie de la fissure interne en mesurant sa longueur  $a$  et en calculant son facteur d'intensité de contrainte  $K$  à partir des équations appropriées.
- Réaliser des essais de fatigue en appliquant des chargements cycliques de différentes amplitudes sur la plaque, en faisant varier le rapport de charge entre la contrainte minimale et maximale, tout en mesurant le nombre de cycles jusqu'à la rupture de la plaque.
- Répéter les essais de fatigue en utilisant les deux composites proposés, le bore/époxy et le graphite/époxy, pour réparer la fissure interne de la plaque. Mesurer également le nombre de cycles jusqu'à la rupture.
- Comparer les résultats des essais de fatigue pour chaque matériau, en utilisant des critères tels que la durée de vie en fatigue (nombre de cycles jusqu'à la rupture), le taux de propagation de la fissure, le rapport de charge, etc.
- Évaluer la performance des deux composites en termes de résistance à la fatigue et de capacité à réduire le taux de propagation de la fissure.
- Sélectionner le matériau le plus résistant à la fatigue et évaluer les avantages et les inconvénients de la réparation avec les composites, en termes de coût, de complexité de mise en œuvre, de durabilité, etc.

Il est important de noter que ce processus de sélection et de comparaison peut être complexe et nécessite des connaissances approfondies en mécanique des matériaux et en fatigue. Il est donc recommandé de faire appel à des experts ou à des laboratoires spécialisés dans ce domaine pour réaliser les essais et interpréter les résultats.

#### **III.4 Les matériaux étudiés**

Les matériaux choisis pour cette simulation sont des alliages d'aluminium **de série 2000, 6000, 7000** tel que **2024-T3, 6061-T6, 7075-T73**. Les figures III.3, III.4 et III.5

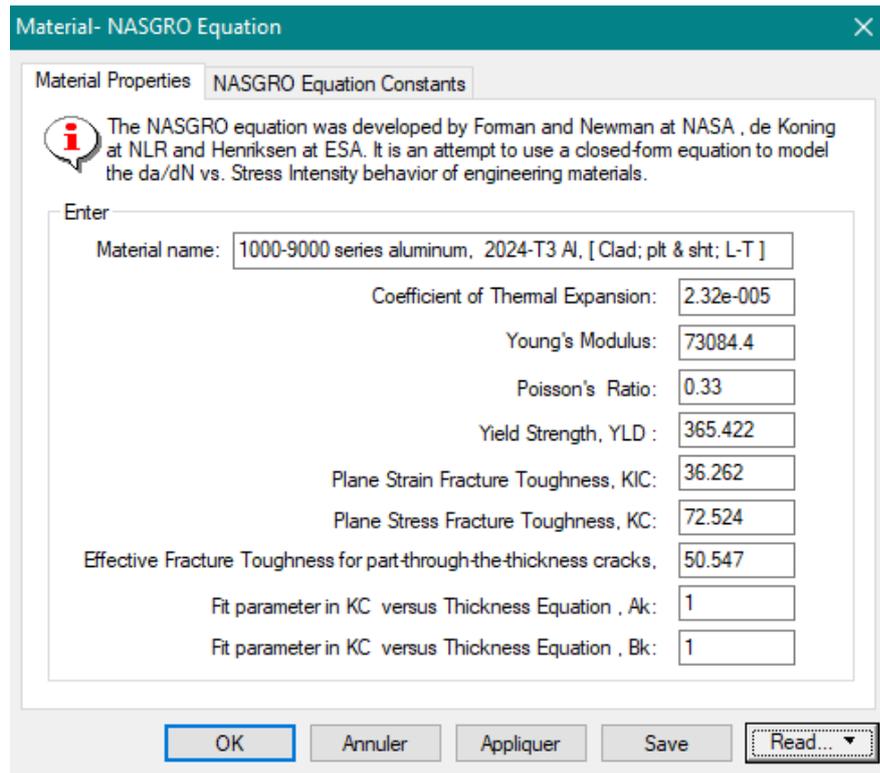


Figure III.3. Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 2024 T3.

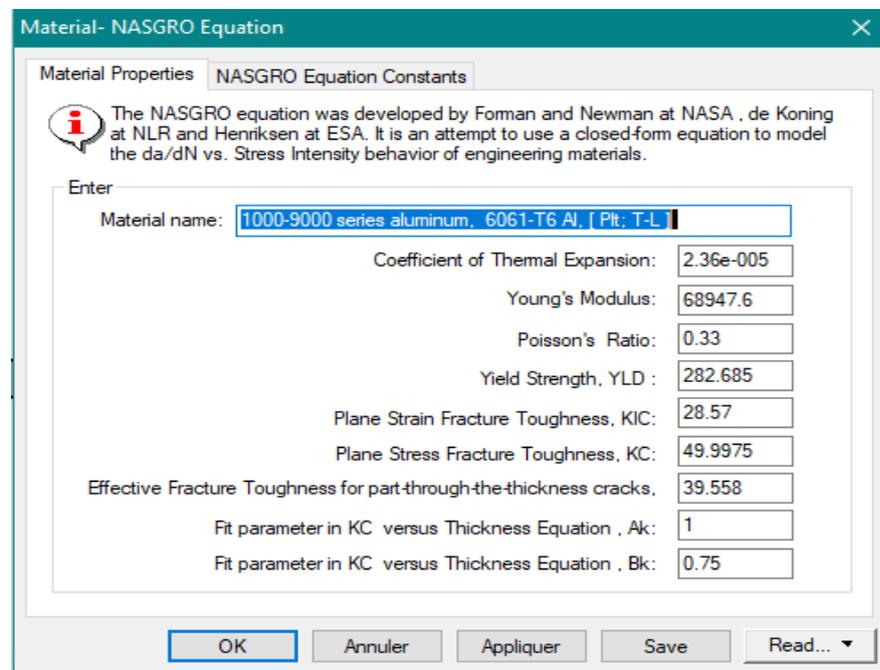


Figure III.4. Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 6061 T6

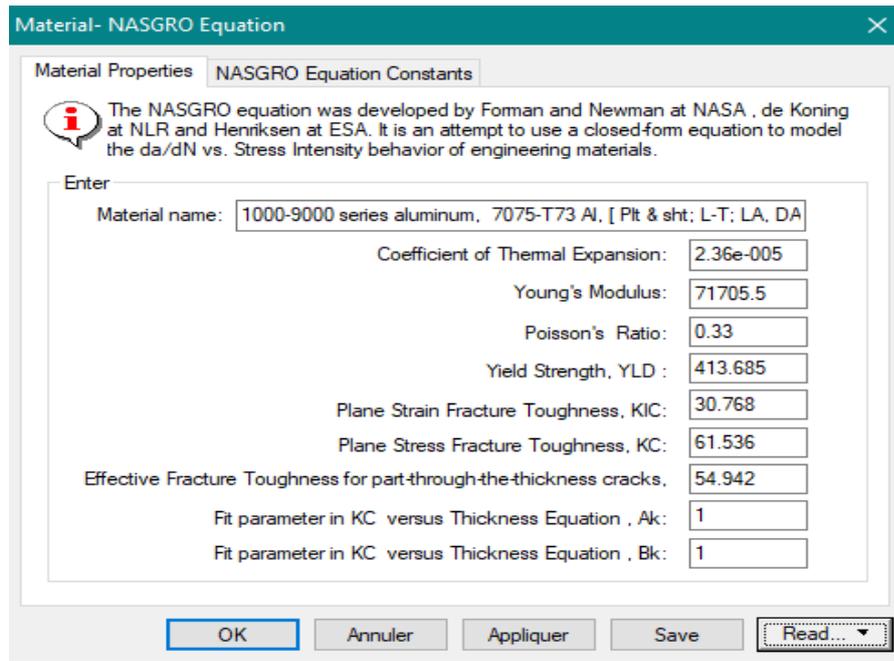
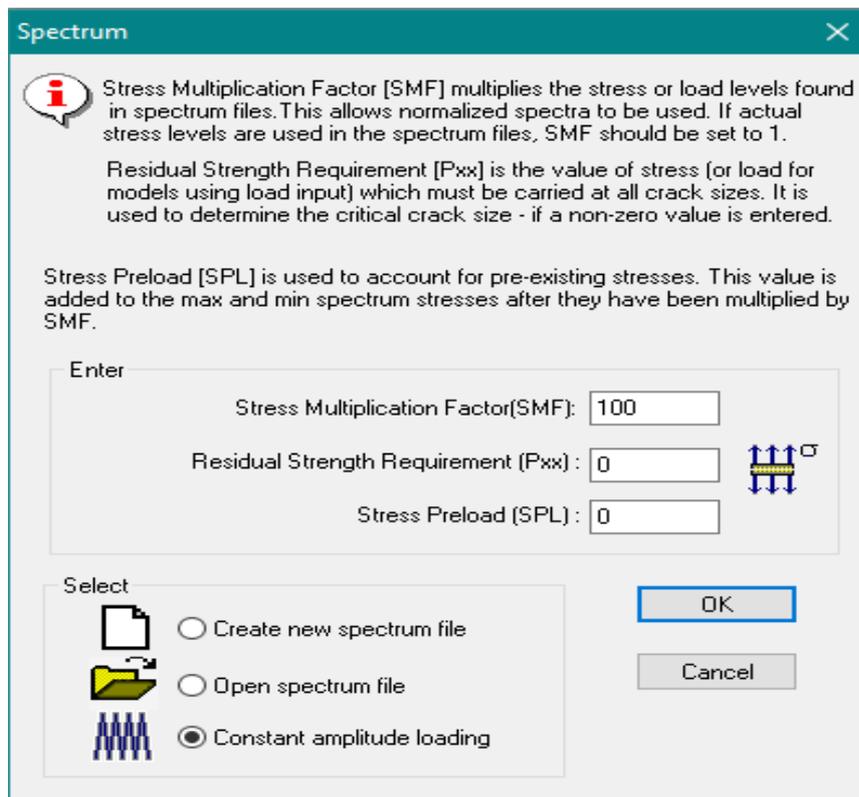


Figure III.5. Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 7075 T73.

### III.5 Résultats de la simulation

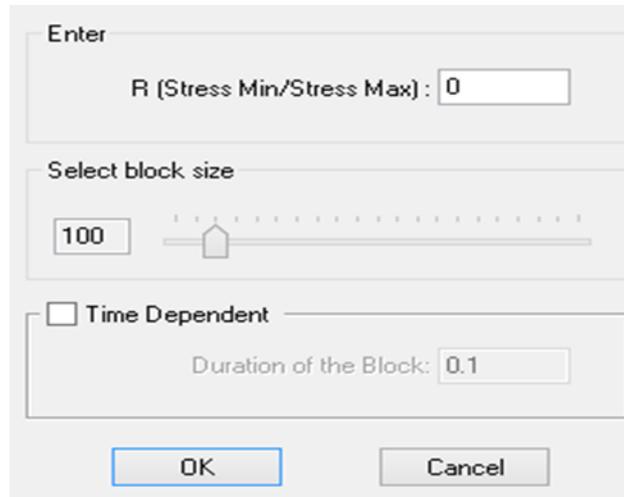
#### III.5.1 Plaque non réparée

La figure sous dessous (figure III.6) ulistre l'étape de mentréla création de chargement cyclique appliqué.



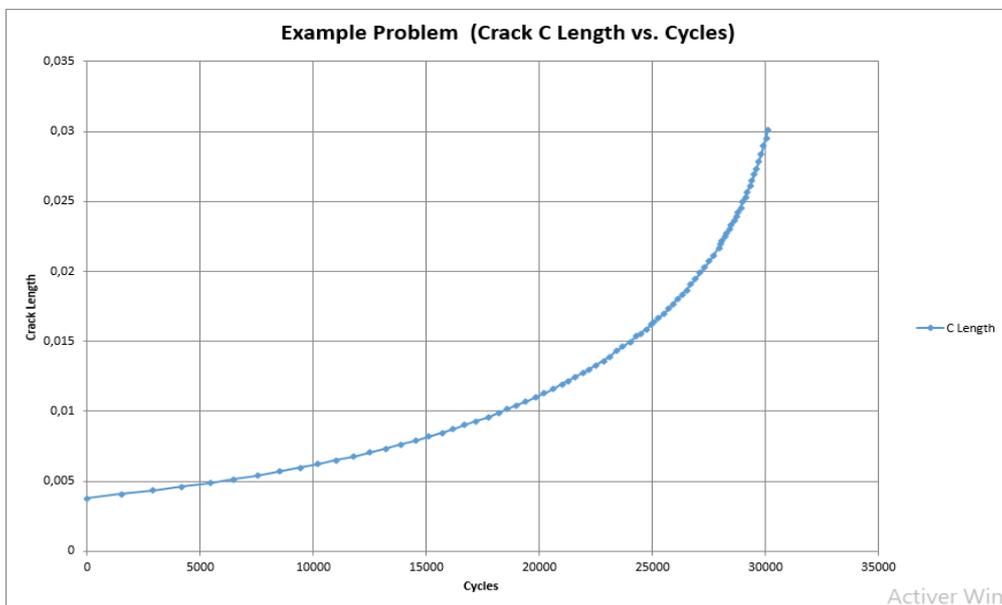
**Figure III.6.** Interface de chargement

La figure suivante (figure III.7) représente l'étape de variation du rapport de charge.



**Figure III.7 :** Interface du rapport de charge R=0

La figure III.8 représente le résultat obtenu d'après les conditions introduites pour un seul matériau de AL6061T6 d'une plaque non réparée sous chargement cyclique.



**Figure III.8.** Variation de la longueur de fissure en fonction du nombre de cycles pour la plaque non réparée.

On constate que la durée de vie de la plaque non réparée peut atteindre  $3 \cdot 10^4$  cycles pour ce matériau qui est l'alliage d'aluminium 6061 T6. Nous avons réparé notre plaque fissurée par

différents patches en composite, tels que Bore/Epoxy et le Graphite/Epoxy pour distinguer l'effet de la réparation en composite sur la durée de vie de la plaque fissurée.

### III.5.2. Réparation par patches en composite

Nous avons procédé à un composite de six (06) plies, symétriques pour des orientations des fibres de 45°, -45° ; 0° et 90° (Voir figure III.9 et figure III.10).

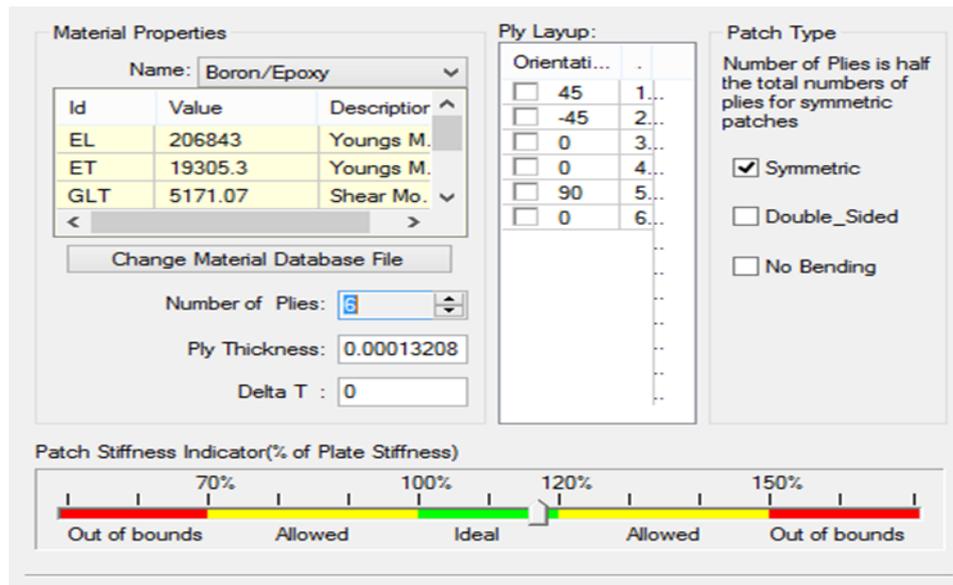


Figure III.9. Interface du composite Bore/Epoxy.

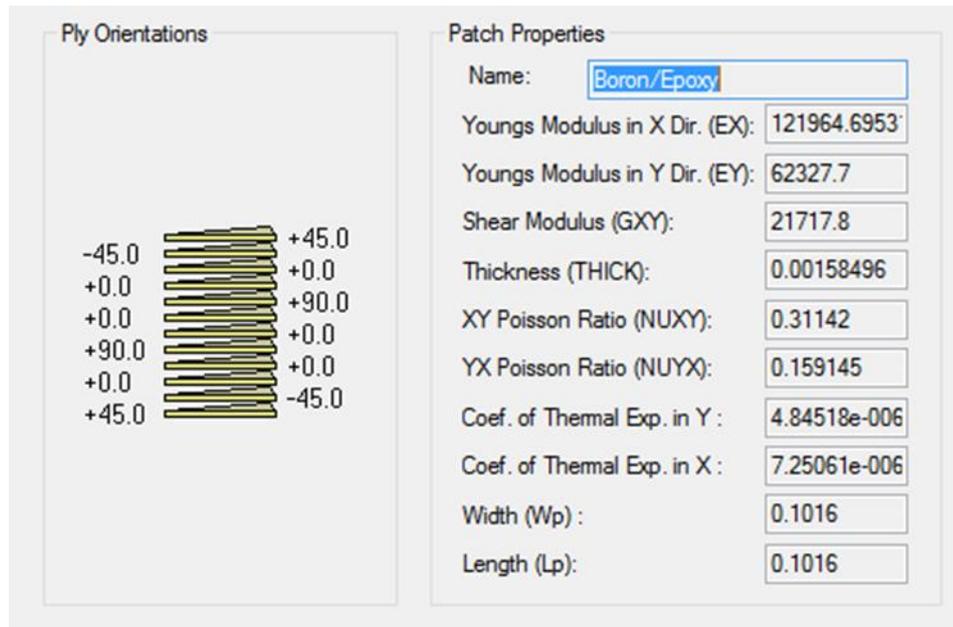


Figure III.10. Interface des différentes propriétés et les différentes orientations du Bore/Epoxy.

La Figure III.11. représente l'adhésif utilisé dans notre étude c'est le FM 73 avec ses paramètres, que sont la contrainte de cisaillement l'épaisseur et les autres dimensions pour le collage.

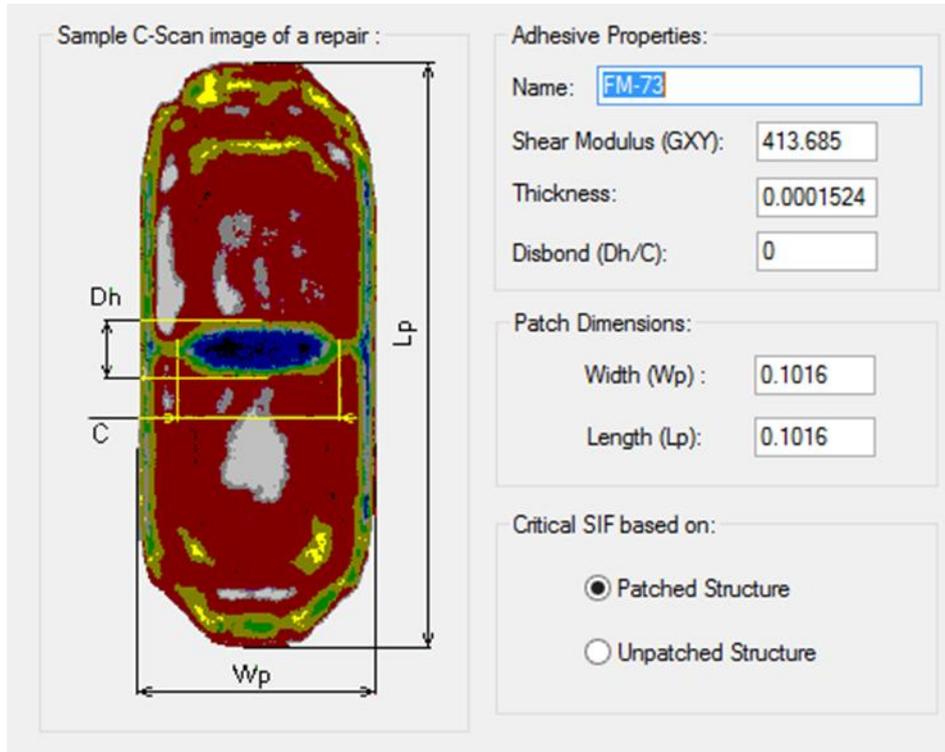


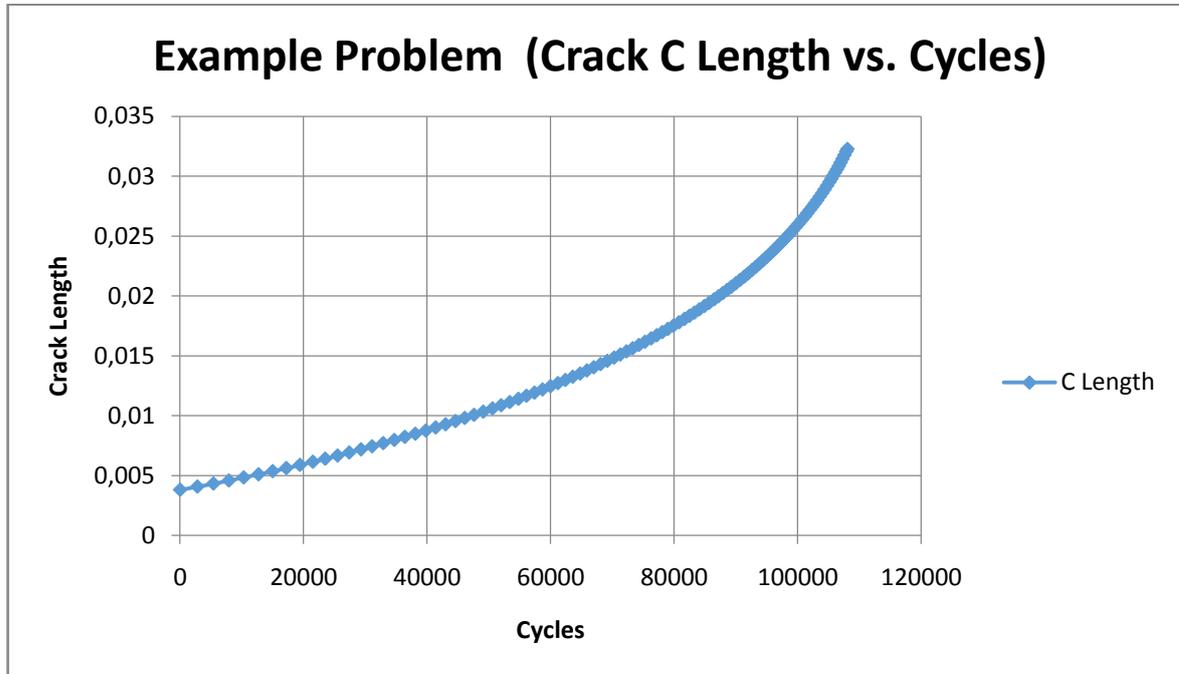
Figure III.11. Interface des propriétés et les dimensions de l'adhésif FM-73

La Figure III.12. représente la distribution de l'adhésif FM 73 utilisé dans notre plaque fissurée.



Figure III.12. Représentation de la plaque réparée par patch en composite.

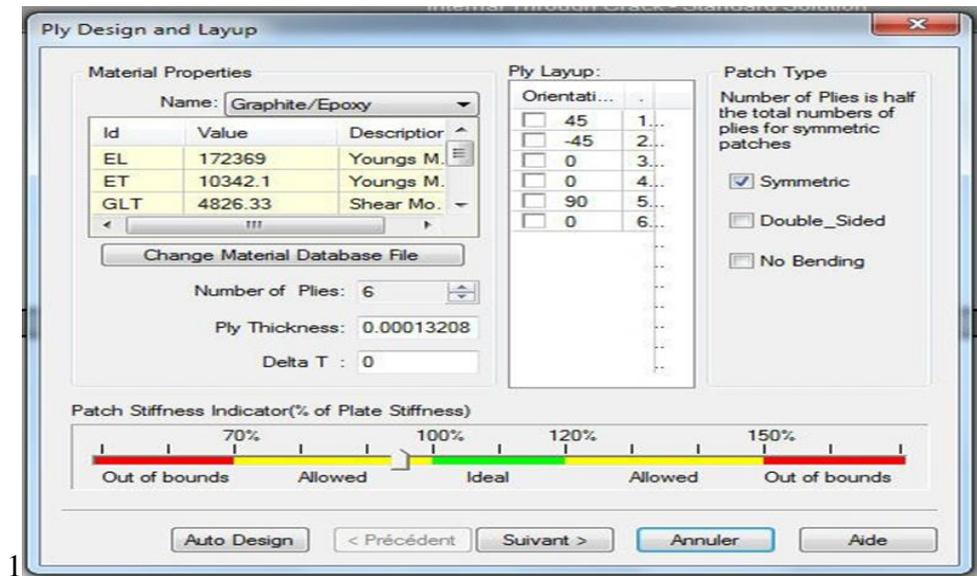
La figure III.13 représente le résultat obtenu d'après les conditions introduites pour un seul matériau de AL6061T6 d'une plaque réparée par le composite Bore/Epoxy sous chargement cyclique.



**Figure III.13.** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la Plaque réparée par le composite Bore/Epoxy.

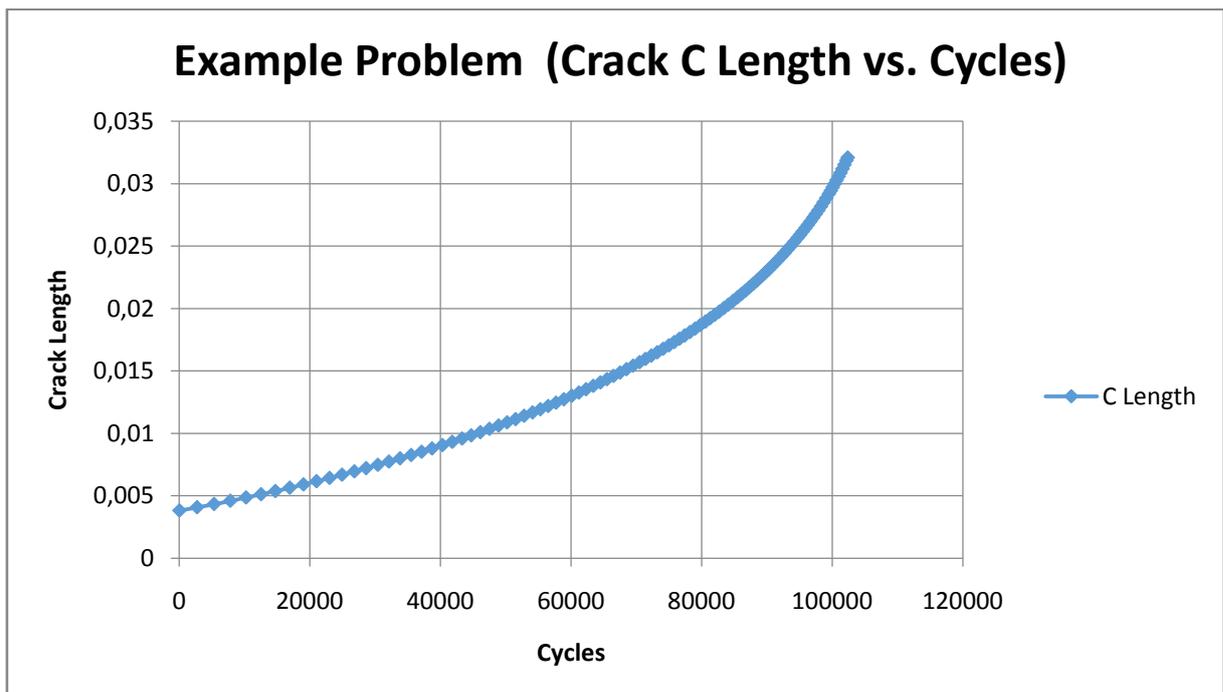
Pour la plaque réparée on remarque bien que l'effet de la réparation par le composite Bore/Epoxy a fait preuve dont il a augmenté la durée de vie de cette plaque et a atteint environ plus que cinq fois la durée de vie de la même plaque sans réparation et elle est de l'ordre de  $1.08.10^5$  cycles.

La figure III.14 présente les propriétés du patch graphite/Epoxy



**Figure III.14.** Interface des propriétés et le nombre de plies et leurs orientations du patch Graphite/Epoxy.

La figure La figure III.15 représente le résultat obtenus d'après les condition introduire pour une seul matériau de AL6061T6 d'une plaque réparée par le composite Bore/Epoxy sous chargement cyclique.



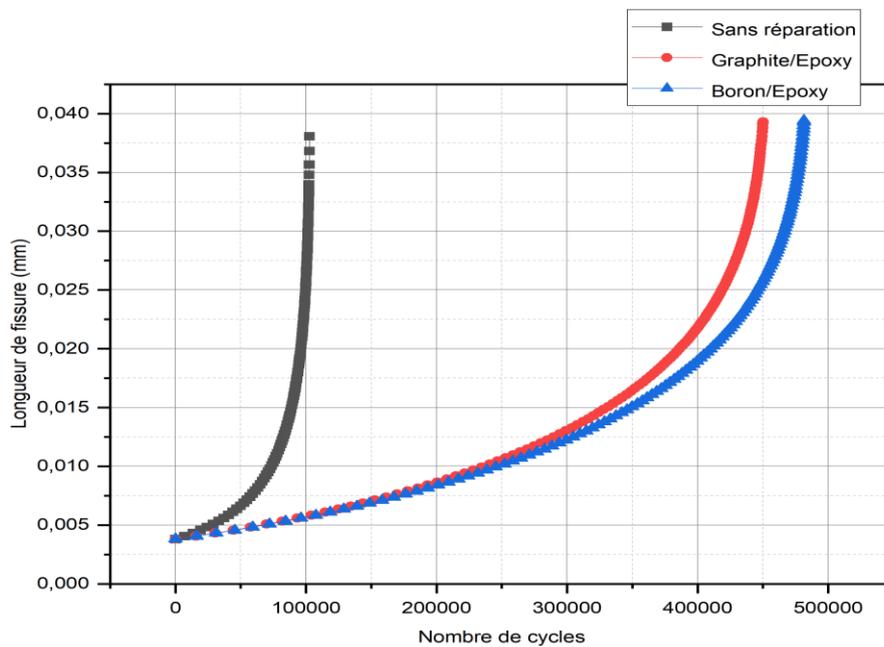
**Figure III.15.** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque réparée par le composite Graphite/Epoxy.

La même chose pour la réparation par le composite graphite/Epoxy, la durée de cette plaque a été prolongée jusqu'à environ 24.5.10<sup>6</sup> cycles, d'où l'effet de la réparation par patch fait augmenter la durée de vie de la plaque et absorbe les contraintes induites en tête de fissure et freine sa propagation.

### III.6. Effet de la variation du matériau

#### III.6.1. Matériau AL 2024 T3

Dans cette section, nous effectuons une comparaison des durées de vie prédites et de la fissuration pour trois matériaux différents (2024 T3, 6061T6 et 7075 T75), en utilisant un rapport de charge fixe  $R=0$ . Les figures III.16, 17 et 18 illustrent la variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles pour les plaques non réparées et réparées avec le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy, pour tous les matériaux considérés.



**Figure III.16.** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 2024 T3.

### III.6.2. Matériau Aluminium AL 6061 T6

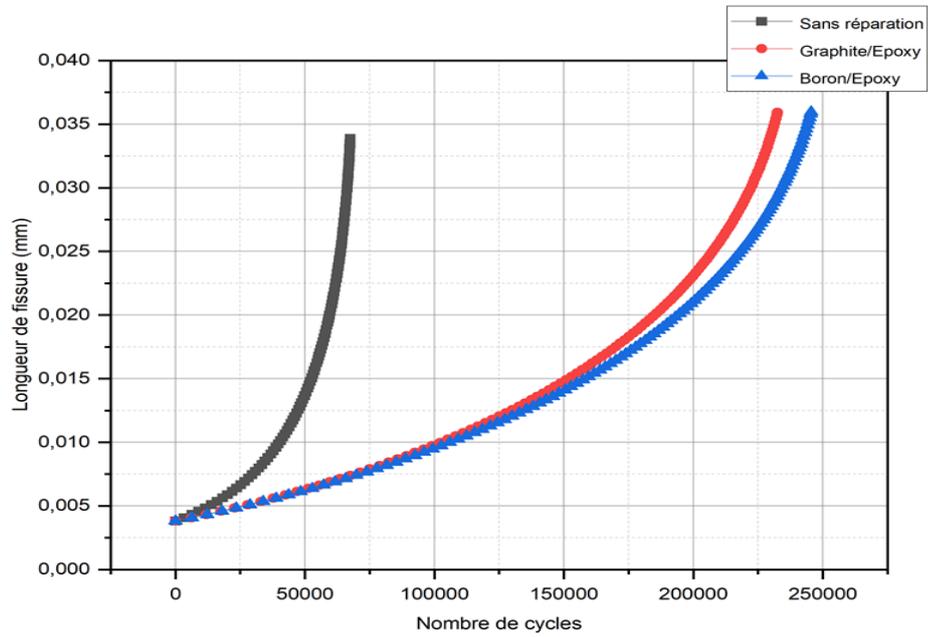
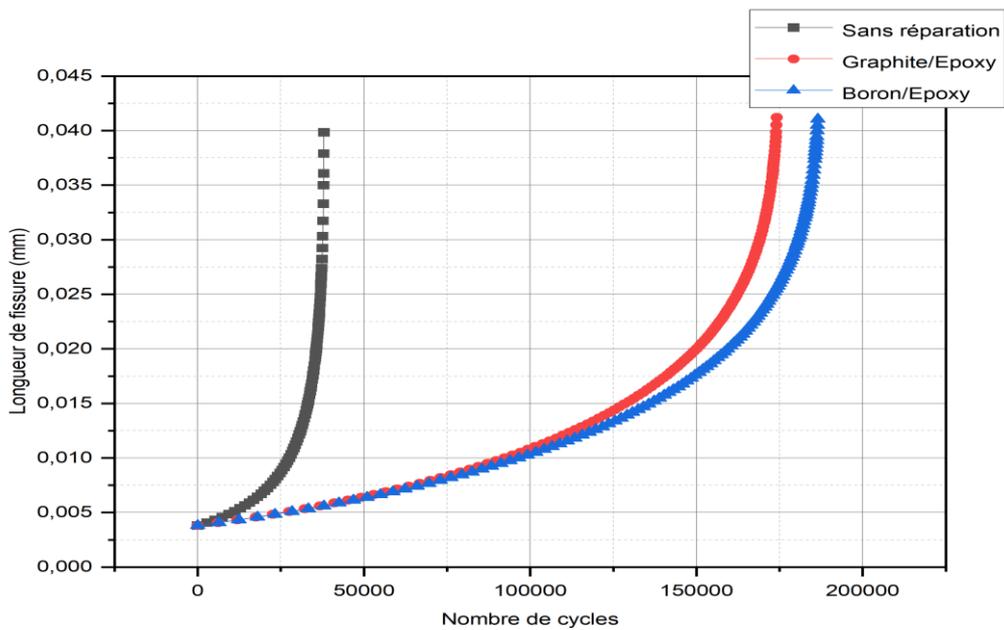


Figure III.17. Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 6061 T6.

### III.6.2. Matériau Aluminium 7075 T73

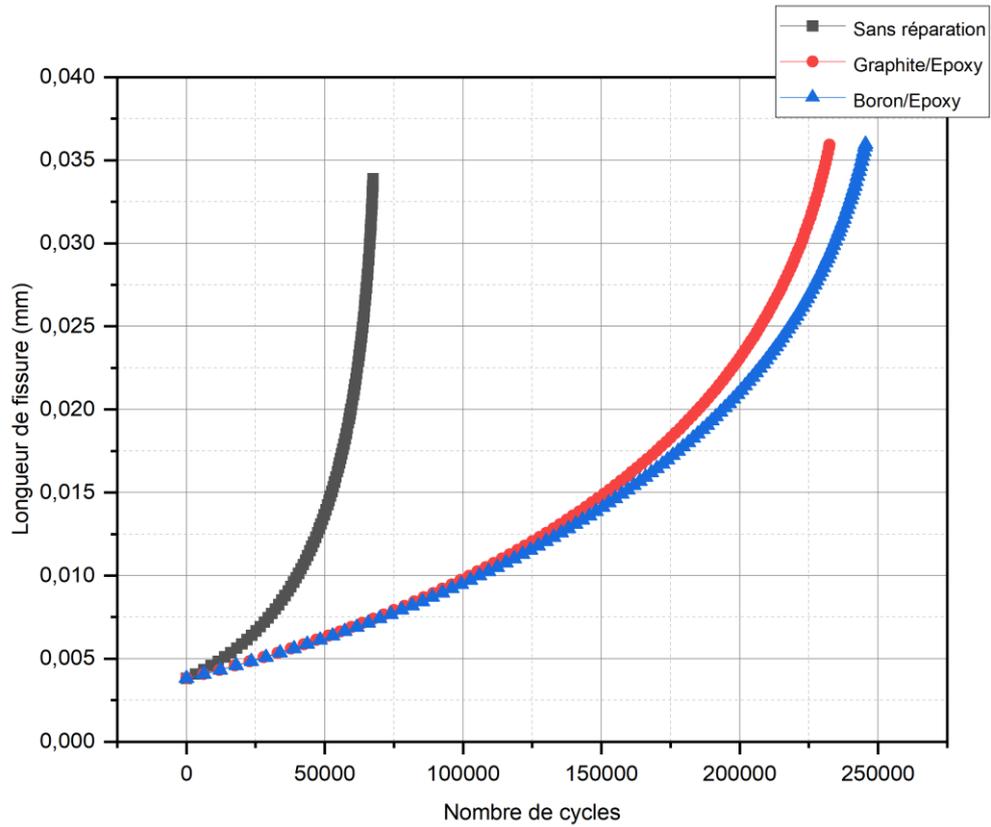


**Figure III.18.** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour AL 7075 T73.

On observe une différence de durée de vie avec la variation de série d'Aluminium pour un chargement  $P=80$  et un rapport de charge  $R=0$  dans les trois graphiques. Dans les divers alliages d'aluminium étudiés, le matériau composite bore/époxy présente de meilleures performances en termes de durée de vie en fatigue, que ce soit pour la réparation, l'absorption des contraintes en tête de fissure ou la prolongation de la durée de vie. De même, le patch en composite graphite/époxy offre une durée de vie prolongée de la plaque. Et dans l'autre côté l'alliage d'aluminium 2024 T3 présente de meilleures performances par rapport aux autres alliages. Ainsi, l'aluminium 6061 T6 et 7075 T73 offre une haute performance c'est pour quoi sont largement utilisés dans le domaine aéronautique.

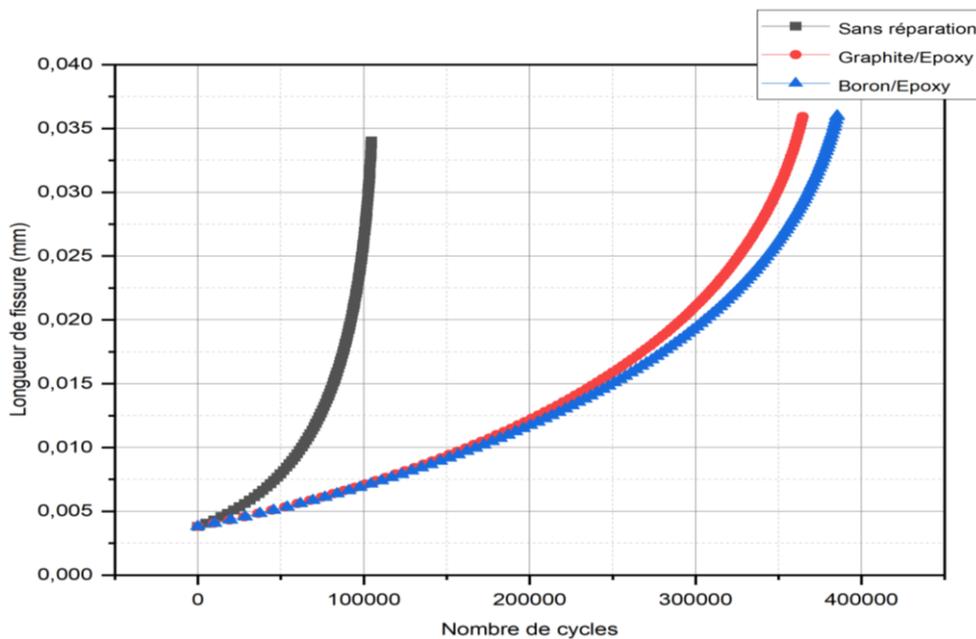
### **III.7 Effet du rapport de charge**

Le rapport de charge est un paramètre qui influence grandement les vitesses de fissuration et le seuil de propagation. Dans cette section, nous avons réalisé des essais de simulation de fissuration en fatigue en utilisant une charge maximale constante, avec des rapports de charge variés. Le tableau ci-dessous présente les différents paramètres utilisés dans cette simulation. Dans cette section, nous comparons les durées de vie prédites et les fissurations pour trois rapports de charges différents (0.2, 0.4 et 0.6), en utilisant le matériau 6061 T6. Les figures III.19, 20 et 21 représentent la variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles pour les plaques non réparées et réparées avec le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy. Ces figures illustrent les résultats pour tous les rapports de charges considérés.



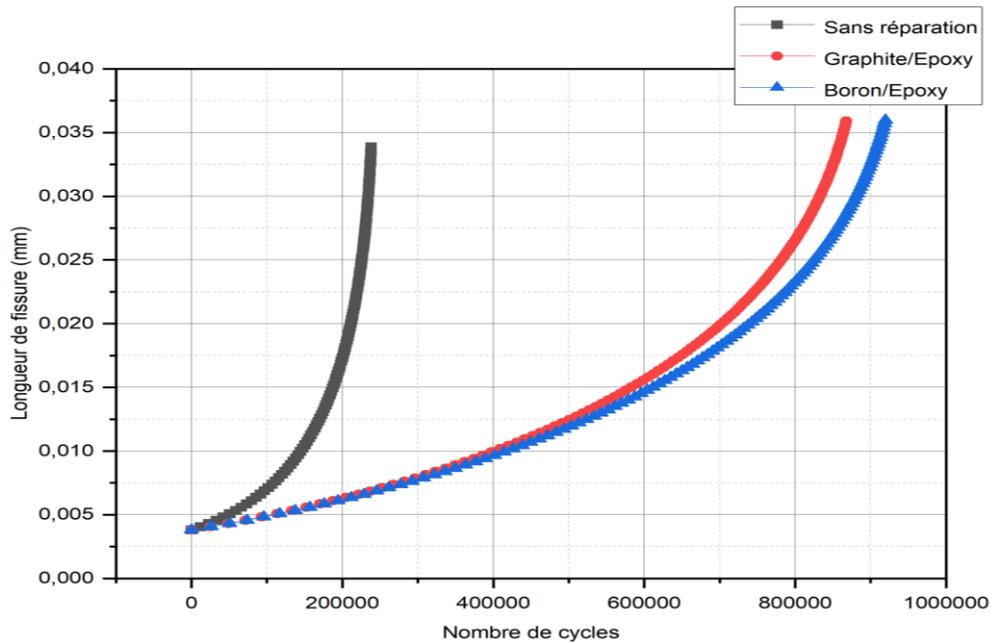
**Figure III.19 :** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour  $R=0.2$

Pour :  $R=0.4$



**Figure III.20 :** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour  $P=0.4$

Pour :  $R=0.6$



**Figure III.21.** Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour  $P=0.6$

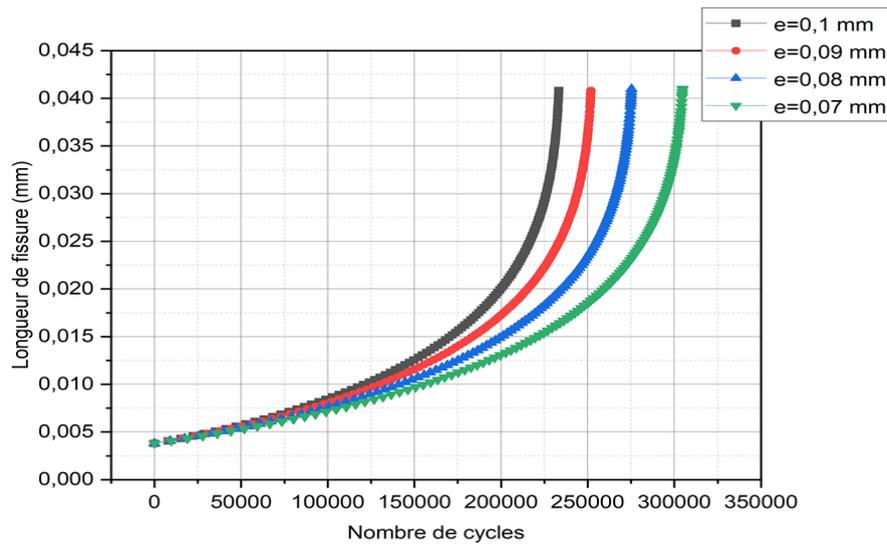
Les figures III.17, III.18 et III.19 illustrent la variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles pour une plaque non réparée et réparée avec du Bore/Epoxy et du Graphite/Epoxy, à différents rapports de charge ( $R=0.2, 0.4$  et  $0.6$ ). On observe que plus le rapport de charge augmente, plus la durée de vie de la plaque fissurée et réparée avec les patches en composite (Bore/Epoxy et Graphite/Epoxy) augmente également. Ainsi, le rapport de charge est directement proportionnel à la durée de vie de la plaque. De plus, on observe l'effet positif de la réparation par composite sur la prolongation de la durée de vie de la plaque fissurée.

### III.8. Effet de la variation de l'épaisseur de patch

#### III.8.1. Matériau : AL 2024 T3

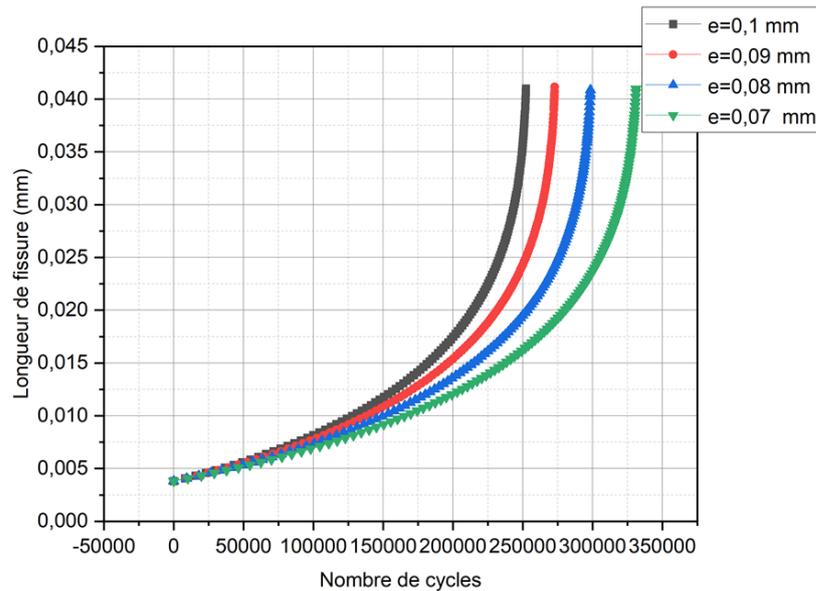
Avec un rapport de charge fixe :  $R=0$  et  $P=80$  MPa

Pour : Graphite/Epoxy



**Figure III.25.** Effets de l'épaisseur de L'adhésif FM73 sur lapropagationdefissureen fonctiondunombredcyclesde la plaqueréparéeparle Graphite/Epoxy.

**Pour : Bore/Epoxy**



**Figure III.26.** Effets de l'épaisseur de L'adhésif FM73 sur lapropagationdefissureen fonctiondunombredcyclesde la plaqueréparéeparle Bore/Epoxy.

Les figure III.25 et III.26 illustrent la variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles pour une plaque réparée avec du Bore/Epoxy et du Graphite/Epoxy , à différents épaisseur de l'adhésif FM73 (0.1 mm, 0.09 mm, 0.08 mm, 0.07 mm). On observe que plus l'épaisseur de l'adhésif FM73 diminuer, plus la durée de vie de la plaque fissurée et réparée avec les patches en composite (Bore/Epoxy et Graphite/Epoxy) augmente également. Ainsi l'épaisseur de l'adhésif FM73 est inversement proportionnelle à la durée de vie de la plaque.

III.7.2 Pour AL 2024 T3 avec un chargement fixe P=80 MPa

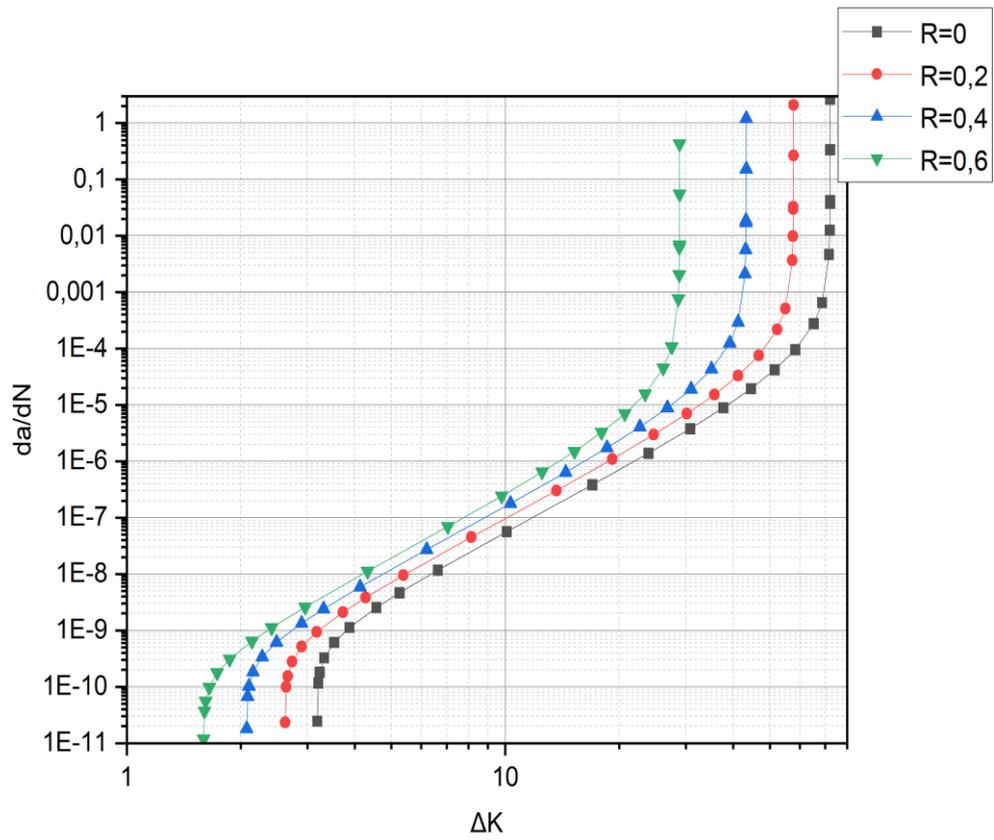
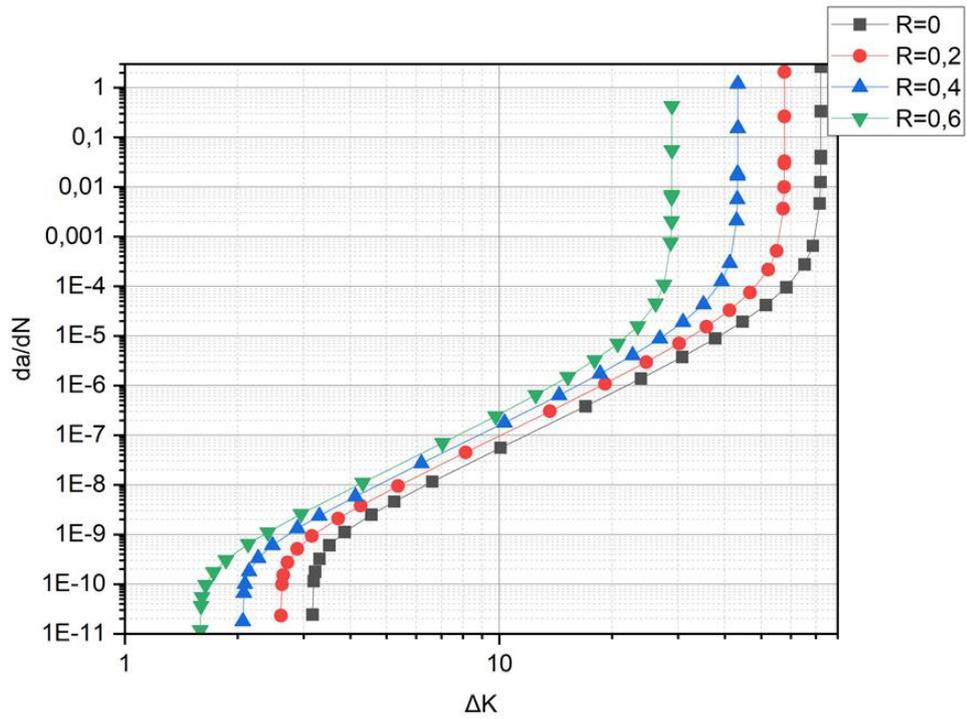
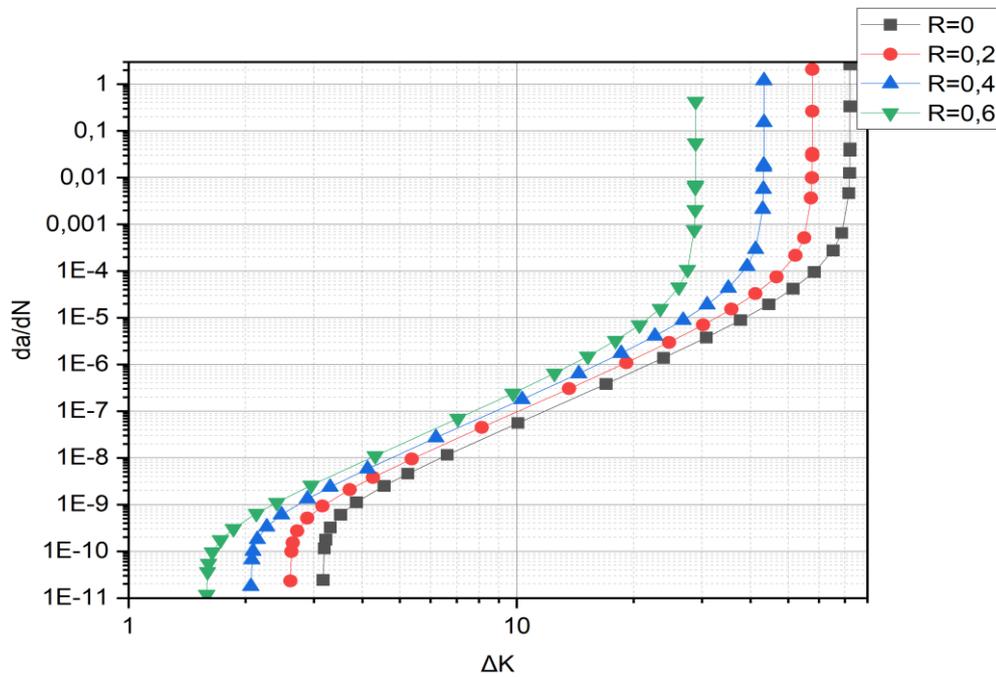


Figure III.22. Effet du rapport du charge sur la vitesse de fussion (plaque non réparé)



**Figure III .23.** Effet du rapport du charge sur la vitesse de fissuration (plaque répare avec Graphite/Epoxy)



**Figure III.24 .** Effet du rapport du charge sur la vitesse de fissuration (plaque répare avec Bore/Epoxy)

L'effet du rapport de charge  $R$  sur la propagation des fissures de fatigue dans ce matériau est clairement observable, en particulier à des valeurs élevées du facteur d'intensité de contrainte  $\Delta K$ . À faible facteur d'intensité de contrainte, une légère réduction du taux de croissance des fissures de fatigue est observée avec la variation du rapport de charge  $R$ . Cependant, à des contraintes élevées, une augmentation significative de la croissance des fissures de fatigue est constatée. Cela suggère que le rapport de charge  $R$  joue un rôle crucial dans la propagation des fissures de fatigue pour ce matériau. À des valeurs élevées du facteur d'intensité de contrainte  $\Delta K$ , où les contraintes sont plus élevées, la croissance des fissures de fatigue est plus prononcée. En revanche, aux faibles valeurs du facteur d'intensité de contrainte, une diminution moins significative du taux de croissance est observée avec la variation du rapport de charge  $R$ . Cette observation met en évidence l'importance de prendre en compte le rapport de charge  $R$  lors de l'évaluation de la durée de vie des structures soumises à des fissures de fatigue dans ce matériau.

## **Conclusion général**

Dans ce mémoire, nous avons étudié l'effet de la réparation par un patch en composite sur le comportement mécanique en rupture et la fissuration par fatigue. Notre étude a été réalisée sur des éprouvettes de type CAD en alliage d'aluminium des séries 2000, 6000 et 7000, comportant une fissure centrale. De plus, nous avons examiné les effets des paramètres de chargement.

- Les résultats obtenus ont démontré que la variation de la série d'aluminium a un impact significatif sur la durée de vie de la plaque fissurée. En particulier, l'alliage d'aluminium 2024 T3 a présenté de meilleures performances par rapport aux autres alliages.
- En ce qui concerne les différents matériaux de réparation, le bore/époxy a montré une amélioration significative de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée, avec un nombre de cycles considérable. Ensuite, le graphite/époxy a également obtenu de bons résultats en termes de prolongement de la durée de vie.
- L'analyse de la propagation de la fissure en fonction du nombre de cycles pour les plaques non réparées et réparées par le bore/époxy et le graphite/époxy, avec différents rapports de charge ( $R=0.2, 0.4$  et  $0.6$ ), a révélé que le rapport de charge est directement lié à la durée de vie de la plaque. De plus, l'effet de la réparation par composite a été observé, permettant d'augmenter la durée de vie de la plaque fissurée.
- Nous avons également constaté que plus l'épaisseur de l'adhésif FM73 diminue, plus la durée de vie de la plaque fissurée et réparée avec les patches en composite (bore/époxy et graphite/époxy) augmente. Ainsi, l'épaisseur de l'adhésif FM73 est inversement proportionnelle à la durée de vie de la plaque.
- Cependant, nos résultats ont montré qu'il existe un intervalle d'épaisseur de l'adhésif FM73 dans lequel cette relation est valide. Lorsque l'épaisseur est inférieure ou supérieure à cet intervalle, l'adhésif perd son efficacité.

## **Références Bibliographiques**

- [1] S.GASMI « Elaboration et caractérisation d'un matériau composite renforcé par les fibres de paille de blé », Mémoire de master, Université de M'sila ,2020.
- [2] M. Tahar, «Etude de l'Endommagement dans un composite stratifié », mémoire de Magister, Université Abdelhamidibenbadis de Mostaganem ,2012.
- [6] M. RAGOUBI « Contribution à l'amélioration de la compatibilité interfaciale fibres naturelles/matrice thermoplastique via un traitement sous décharge couronne», Thèse de doctorat , Université Henri Poincaré Nancy 1,2010.
- [7]M. MOUAS « ETUDE EXPERIMENTALE D'UN MATÉRIAU COMPOSITE STRATIFIÉ À FIBRES DE KEVLAR EN FLEXION TROIS POINTS STATIQUE», Mémoire de master, Université de Annaba,2016.
- [8]M.BOUHENNI«EtudeduComportementMécaniqueparFatigued'unePlaqueenAlliaged'Aluminium Fissurée et Réparée par Patch en Composite», Mémoire de master, Université de Tiaret, 2020.
- [10]M. HADDADI «Etude numérique avec comparaison expérimentale des propriétés thermophysiques des matériaux composites à matrice polymère », Mémoire de master, Université de Batna, 2011.
- [11]Nadia BAHLOULI, Cours Matériaux Composites / DESS Mécanique avancée etStratégie industrielle.
- [12]A. SANDALI, N. RABHI, «Comportement au choc des stratifiés composites renforcées par des fibres naturelles (fibre de cactus) », mémoire de Master professionnel, Université de OUAREGLA, 2013

- [13] L. METTOUCH, I« Influence de la charge particule de cuivre et du renfort couches de fibres de verre sur le comportement mécanique d'un composite», mémoire de master, Université de Tizi-Ouzou,
- [15] A. BALTACH , « CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE », Thèse de doctorat , Université de Sidi Bel Abbès,2017.
- [16] Ledru, Yohann. Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques. Diss. Institut National Polytechnique de Toulouse, 2009.
- [17]D. Kouidri « L'étude de l'effet alcalin sur les propriétés des fibres naturelles», mémoire de master, Université de M'sila, 2020.
- [18] Jean-Marie Berthelot. Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures. Sous la dir. de Lavoisier Éditions Tec & Doc. 5e édition. 2012
- [19] Hill CAS, Abdul Khalil HPS. Effect of fibertreatments on mechanicalproperties of coir or oil palm fiberreinforced polyester composites.Journal of AppliedPolymer Science 2000;78:1685–97
- [20] JérômeBENABES(18 décembre2006)Aprrocheénergétique non locale du calcule de durée de vie de ferroviaire Thèse d'doctorat d'état Département de génie mécanique .Faculté de technologie Université Hadj Lakhdar de Batna.
- [21] F.HADJOUI « Simulation de la Fissuration sous Chargements Cycliques dans une Plaque Multi-trous»,mémoire de master,Université de Tlemcen,2017.
- [22] A. Pineau, C. Bathias. “ Fatigue des matériaux et structures 1 “ : introduction, endurance, amorçage et propagation des fissures, fatigue oligocyclique et gigacyclique, édition Lavoisier. (2008), pp. 24-29, pp. 85-87.
- [23] AbdulkaderZalt. Endommagement par fatigue et prédiction de la durée de vie des structures soudées de types caisson. Autre. Université de Lorraine, 2012.Francais.
- [24] Juliette PAYAN Etude du comportement de composites stratifies sous chargement statique et de fatigue THESE DE DOCTORAT L'UNIVERSITE AIX-MARSEILLE II , 200

- [25] B.BETTAHAR » Effets d'une inclusion sur le comportement en rupture d'une plaque présentant une fissure latérale. »
- [26] P. Lukas, Stress intensity factor for small notch emanating cracks, Engng. Fract. Mech. 26 (1987) 471–473
- [27] Usami, short crack fatigue properties and component life estimation, Current research on Fatigue cracks, T.Tanaka, M. Jono, K. Komai (ed.), 1985
- [28] Belkacem Meddour (2016) Fatigue des matériaux cours et exercices, Université de ABBES Laghrour KHENCHELA
- [29] A. F. GOURGUES-LORENZON (2006) Comportement, endommagement et rupture par fatigue thèse d'Amine Bennani, soutenue à l'École des mines Paris
- [30] Saïd Hariri, Mansour Afzali & Haïdar Jaffal « NOCIVITE DES DEFAUTS ET PROPAGATION DE FISSURES DANS LES EQUIPEMENTS SOUS PRESSION ». Ecole des Mines de Douai, 2007.
- [31] A.Salmi « Etude de la propagation de fissures sous chargement thermomécanique », mémoire de master, Université de Sidi Bel Abbès, 2020.
- [32] Schubbe J J., Bolstad S H., Reyes S., (2016), "Fatigue crack growth behavior of aerospace and ship grade aluminum repaired with composite patches in a corrosive environment", Composite Structure, 144, 44-56.
- [33] Y. L. Lee, "JP an, R. Hathaway, M. Barkey. Fatigue testing and analysis," ed: Elsevier inc, 2005.
- [34] S. Abdelsadok and M. Ghalem, "Calcul En Fatigue Des Structures Sollicitées Sous Chargements Multiaxiaux D'amplitude Constante," Master, Génie Mécanique, Abdelhamid Ibn Badis, Mostaganem, 2019.
- [35] Hicham DJABALI. Hichem YOUSFI (2009) Etude expérimentale sur la fatigue des matériaux en flexion rotative Thèse d'doctorat d'état Département de génie mécanique. Faculté de technologie Université Hadj Lakhdar de Batna.
- [36] C.LALANNE. Dommage par fatigue .Vibration et chocs mécanique, Paris, 1999.
- [37] Y.NADOT, V.D. Fatigue failure of suspension arm, experimental analysis and multiaxial criterion. Sciencedirect, 2003. Accession : 2010.

*Références Bibliographiques*

---

[38] R.E.PETERSON. Stress Concentration factors. New-York : (s.n.), 1974.

[39]ACHOUR, Toufik. "Étude des techniques de réparation des structures composites endommagées." Université Mentouri Constantine-Algérie 2011

## Références Webographies

- [3] <https://www.researchgate.net/publication/316233765> Accédé le 08/03/2023 à 15:55
- [4] [https://www.researchgate.net/publication/356289155\\_Materiaux\\_Composites](https://www.researchgate.net/publication/356289155_Materiaux_Composites) Accédé le 08/03/2023 à 17:05
- [5] <http://www.bloomoon.eu/fr/actualites/lettres-de-veille-etwhitepapers/materiauxcomposites-tendances> Accédé le 10/03/2023 à 12:35
- [9] <https://cel.hal.science/cel-00470296v1> Accédé le 16/03/2023 à 09:20
- [14] <https://www.researchgate.net/publication/356289155> Accédé le 19/03/2023 à 10 :50

## Résumé

L'effet de la réparation par un patch composite sur le comportement en rupture et la fissuration par fatigue sous chargement variable des structures aéronautique a fait l'objet de la présente investigation. Notre étude est menée sur des éprouvettes de type SENT en alliage d'aluminium de la série 2000 et 7000 avec une fissure. La réparation par patch composite est largement utilisée pour prolonger la durée de vie des structures métalliques fissurées. . Le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte. La plaque réparée par patch en Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la fissuration. L'alliage 2024 T3 offre une meilleure résistance à la fissuration par fatigue par rapport à les alliages 6061 T6 et 7075 T73. Pour la prédiction du comportement de fissuration par fatigue, le modèle de NASGRO inclus dans le code AFGROW est appliqué. La durée de vie en fatigue est affectée par la réparation par patch composite.

**Mots clés :** Réparation par un patch, Fatigue, Aluminium 2024 T3, Durée de vie.

## ملخص

كان تأثير إصلاح التصحيح المركب على سلوك الكسر وتشقق التعب تحت التحميل المتغير لهياكل الطيران موضوع هذا التحقيق. أجريت دراستنا على عينات من نوع سبيكة الألومنيوم المرسله من سلسلة 2000 و 7000 مع صدع. يستخدم إصلاح التصحيح المركب على نطاق واسع لإطالة عمر الهياكل المعدنية المتصدعة. قلل التصحيح المركب بشكل كبير من عامل شدة الإجهاد. توفر لوحة Boron/Epoxy التي تم إصلاحها بالتصحيح مقاومة أفضل للكراك. توفر سبائك T3 2024 مقاومة أفضل لتكسير التعب مقارنة بالسبائك 6061 T6 و 7075 T73. للتنبؤ بسلوك تكسير التعب، يتم تطبيق نموذج NASGRO المدرج في رمز AFGROW. تتأثر حياة التعب بإصلاح التصحيح المركب.

**الكلمات المفتاحية:** إصلاح التصحيح، الألمنيوم 2024 T3، العمر الافتراضي.

## Abstract

The effect of composite patch repair on fracture behaviour and fatigue cracking under variable loading of aeronautical structures was the subject of this investigation. Our study is carried out on aluminium alloy SENT type specimens of the 2000 and 7000 series with a crack. Composite patch repair is widely used to extend the life of cracked metal structures. . The composite patch significantly reduced the stress intensity factor. The patch-repaired Boron/Epoxy plate offers better crack resistance. Alloy 2024 T3 offers better resistance to fatigue cracking compared to alloys 6061 T6 and 7075 T73. For the prediction of fatigue cracking behaviour, the NASGRO model included in the AFGROW code is applied. Fatigue life is affected by composite patch repair

**Keywords:** Patch repair, Fatigue, Aluminum 2024 T3, Service time.