



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès
Faculté de Technologie
Département de Mécanique



THÈSE

EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE

DOCTEUR EN SCIENCES

Spécialité : Mécanique

Option : Mécanique des Matériaux

Présenté par:

Mr SID AHMED Athmane

***CONTRIBUTION À LA MODELISATION DE
LA DUREE DE VIE DES MATERIAUX COMPOSITES
EN FATIGUE SOUS DIFFERENTS CHARGEMENTS.***

Soutenue le: 17/07/2019 devant le Jury d'examen composé de:

M.BENGUEDIAB Mohamed	Pr	Président	UDL-SBA
M.AID Abdelkrim	Pr	Directeur de thèse	U. de Mascara
M.BACHIR BOUIADJRA Belabbes	Pr	Co-dirercteur de thèse	UDL-SBA
M. BENHAMENA Ali	Pr	Examineur	U. de Mascara
M. M'HAMDIA Rachid	MCA	Examineur	UDL-SBA
M. GHAZI Abdelkader	MCA	Examineur	U. de Mascara
M. DJEBLI Abdelkader	MCA	Invité	U. de Mascara

LISTE DES FIGURES

LISTE DES TABLEAUX

REMERCIEMENTS

DEDICACE

RESUME

INTRODUCTION GENERALE..... 1

Chapitre I: Etude bibliographique sur les matériaux composites

I.1. INTRODUCTION..... 3

I.2. Définition..... 3

I.3. Les renforts et les matrices..... 5

I.3. 1. Les matrices..... 5

I.3.1.1. Les matrices thermoplastiques..... 5

I.3.1.2. Les matrices thermodurcissables..... 6

I.3.2. Les renforts..... 8

I.3.3. Additifs..... 14

I.3.4. Interface..... 14

I.4. Les matériaux composites structuraux..... 15

I.4.1 Composite Stratifié..... 15

I.4.2 Composite Sandwich..... 16

I.5. Structures composites tissées multi-directionnelles (massives)..... 17

I.6. Applications des matériaux composites..... 19

I.6.1 Industrie aérospatiale..... 19

I.6.2 Industrie des transports terrestres et maritime..... 20

I.6.3 Industrie des articles de sport et de loisir..... 21

I.7.Processus de fabrication et mise en œuvre des structures composites..... 21

I.7.1.Procédé manuels..... 21

I.7.1.1. Moulage au contact..... 21

I.7.1.2. Moulage sous vide..... 22

I.7.1.3. L'infusion..... 23

I.7.1.4. Moulage par projection simultanée..... 23

I.7.2.Procédé mécanisés..... 24

I.7.2.1.Injection thermodurcissable BMC: (Bulk Molding Compound)..... 24

I.7.2.2.Compression thermodurcissable SMC: (Sheet Molding Compound).....	24
I.7.2.3.Enroulement filamentaire (bobinage) et pultrusion.....	25
I.7.2.4. (Resin transfer Molding)	26
I.7.2.5. Moulage par centrifugation	26

Chapitre II: Fatigue et mécanismes d'endommagement

II.1. Introduction.....	28
-------------------------	----

PARTIE 1

LE PHENOMENE DE FATIGUE

II.2. Les phases d'endommagement par fatigue.....	29
II.2.1. Phase I Amorçage.....	29
II.2.2. Phase II Propagation.....	29
II.2.3. Phase III Rupture.....	30
II.3. Les différents paramètres d'un chargement cyclique.....	30
II.3. Les différents types de sollicitations.....	31
II.3.1. Contrainte sinusoïdale à amplitude constante.....	31
II.3.2. Contrainte sinusoïdale a amplitude variable.....	31
II.3.3. Contrainte aléatoire.....	32
II.4. Les différents classements de sollicitations.....	32
II.4.1. Sollicitation répétée.....	32
II.4.2. Sollicitation alternée.....	33
II.4.3. Sollicitation statique.....	33
II.4.4. Coefficient de steefhelner \emptyset	34
II.5.Critères de fatigue uni-axiale.....	34
II.5.1.Paramètres d'influence.....	34
II.5.1.1.Effet d'échelle.....	34
II.5.1.2.Qualité de l'usinage.....	34
II.5.1.3.Environment.....	34
II.5.1.4. Taille des grains.....	35
II.5.1.5.Orientation du fibrage par rapport à la direction des efforts.....	35
II.5.1.6. Taux d'écrouissage.....	35
II.5.1.7. Traitement thermique.....	35

II.5.1.8. Les défauts métallurgiques.....	35
II.5.1.9. La nature du chargement.....	35
II.5.2. Les types des modèles mathématiques des courbes d'endurance.....	36
II.5. 3. Diagrammes représentatifs.....	36
II.5. 3. 1. La courbe de Wöhler.....	37
II.5. 3. 2. Diagramme de Haigh.....	38
II.5. Méthode de comptage.....	41

PARTIE 2

LES MECANISMES D'ENDOMMAGEMENT DES MATERIAUX

COMPOSITES

II.1. Introduction.....	44
II.2. Echelles d'endommagement dans un matériau composite.....	44
II.2.1. l'échelle microscopique.....	44
II.2.2. l'échelle mésoscopique.....	44
II.2.3. l'échelle macroscopique.....	44
II.3. La chronologie des différents types d'endommagement.....	44
II.4. Les processus de rupture de la matrice.....	45
II.4.1. Rupture transverse de la matrice.....	46
II.4.2. Rupture longitudinale de la matrice.....	46
II.4.3. Décohésion fibre-matrice.....	46
II.5. Endommagement dans le cas d'un stratifié [0°/90°].....	47
II.6. Conclusion.....	49

Chapitre III: Etat de l'art sur la fatigue des matériaux composites

III.1. Introduction.....	50
III.2. Comparaison du cumul d'endommagement entre les composites et les métaux.....	50
III.2.1. Fatigue des composites en comparaison avec les métaux	51
III.2.2. Le rapport de fatigue.....	55
III.3. Les facteurs influençant sur la résistance à la fatigue.....	57
III.3.1. La diversité d'architecture des fibres.....	57
III.3. 2. Le rapport de charge R.....	58
III.3. 3. Effet de la fréquence.....	60

III.3. 4. Effets des trous et des entailles.....	62
III.4. L'évolution de la température lors la fatigue des matériaux composites.....	66
III.5. Modèles de cumul d'endommagement à deux niveaux de chargement (deux blocs de chargement).....	67
III.5. Conclusion.....	74

Chapitre VI : Modèle de Cumul d'endommagement : Proposition d'un modèle et validation des résultats

IV.1. Introduction.....	75
IV.2. La base théorique.....	75
IV.2.1. Modèle de Broutman et Sahu.....	77
IV.2.2. Modèle de Hashin et Rotem.....	77
IV.2.3. Modèle de Bendouba et al.....	78
VI.3. Le modèle proposé.....	78
IV.3.1 Organigramme du programme de cumul d'endommagement par le modèle proposé.....	80
IV.4. Mise en œuvre et validation du modèle.....	83
IV.4.1. Composite Verre/Epoxy [0°/90°].....	83
IV.4.1.1. Comparaison des durées de vie résiduelles.....	85
IV.4.1.2. Comparaison des fractions de durée de vie.....	87
IV.4.1.3. L'erreur relative de prévision (ERP).....	88
IV.4.2. Composite unidirectionnel Verre/époxy.....	89
IV.4.2.1. L'évolution de l'endommagement.....	90
IV.4.2.2. Comparaison des durées de vie résiduelles.....	91
IV.4.2.3. Comparaison des fractions de durée de vie.....	93
IV.4.3. Composite Carbone/époxy [± 45] _{2s}	94
IV.4.3.1. L'évolution de l'endommagement.....	95
IV.4.3.2. Comparaison des durées de vie résiduelles.....	96
IV.4.3.3. Comparaison des fractions de durée de vie.....	97
V. Conclusion.....	98
Conclusion générale.....	99

REFERENCES

Liste des figures

<i>N° Figure</i>	<i>Titre</i>	<i>Page</i>
<i>Figure.1.1.</i>	<i>Représentation schématique d'un matériau composite de différents types de renfort.</i>	<i>04</i>
<i>Figure.1.2.</i>	<i>Disque de frein carbone pour les véhicules de formule 1</i>	<i>07</i>
<i>Figure.1.3.</i>	<i>Quelques types des textiles de verre.</i>	<i>10</i>
<i>Figure.1.4.</i>	<i>Tissu à fibre de carbone.</i>	<i>11</i>
<i>Figure.1.5.</i>	<i>Présentation de l'interface, matrice, fibre et Charge.</i>	<i>15</i>
<i>Figure.1.6.</i>	<i>Désignations du stratifié</i>	<i>16</i>
<i>Figure.1.7.</i>	<i>Stratifié hybride.</i>	<i>16</i>
<i>Figure.1.8.</i>	<i>structure sandwich</i>	<i>17</i>
<i>Figure.1.9.</i>	<i>2D Sic-Sic : matériau avec deux directions de renfort</i>	<i>17</i>
<i>Figure.1.10.</i>	<i>Géométrie tri-orthogonale de l'Aerolor 32</i>	<i>18</i>
<i>Figure.1.11.</i>	<i>Sepcarb(r) 4D C/C renfort carbone/matrice carbone : tissage suivant quatre directions de l'espace</i>	<i>18</i>
<i>Figure.1.12.</i>	<i>les partie en composite dans l'avion A380 et l'hélicoptère</i>	<i>19</i>
<i>Figure.1.13.</i>	<i>Quelques pièces en composites dans les trains</i>	<i>20</i>
<i>Figure.1.14.</i>	<i>Moulage au contact</i>	<i>22</i>
<i>Figure.1.15.</i>	<i>Moulage sous vide.</i>	<i>22</i>
<i>Figure.1.16.</i>	<i>L'infusion.</i>	<i>23</i>
<i>Figure.1.17.</i>	<i>Moulage par projection simultanée.</i>	<i>23</i>
<i>Figure.1.18.</i>	<i>Moulage par compression à partir d'un préimprégné.</i>	<i>24</i>
<i>Figure.1.19.</i>	<i>Principe d'élaboration d'un SMC-R.</i>	<i>25</i>
<i>Figure.1.20.</i>	<i>Moulage d'enroulement filamentaire et pultrusion.</i>	<i>25</i>
<i>Figure.1.21.</i>	<i>La RTM.</i>	<i>26</i>
<i>Figure.1.22.</i>	<i>Moulage par centrifugation.</i>	<i>26</i>
<i>Figure.2.1.</i>	<i>Perte de la rigidité et distinction des trois phases d'endommagement lors d'un essai de fatigue</i>	<i>30</i>
<i>Figure.2.2.</i>	<i>les paramètres d'un chargement cyclique.</i>	<i>31</i>

Liste des figures

Figure.2.3.	Contrainte sinusoïdale à amplitude constante.	31
Figure.2.4.	Contrainte sinusoïdale à amplitude variable.	32
Figure.2.5.	Contrainte aléatoire	32
Figure.2.6.	Sollicitation répétée ($\sigma_m > 0$).	33
Figure.2.7.	Sollicitation répétée ($\sigma_m < 0$).	33
Figure.2.8.	Sollicitation alternée ($\sigma_m < 0$).	33
Figure.2.9.	Sollicitation alternée ($\sigma_m > 0$).	33
Figure.2.10.	Sollicitation complètement renversée ($\sigma_m = 0$).	33
Figure.2.11.	Sollicitation statique ($\sigma_m > 0$).	34
Figure.2.12.	Sollicitation statique ($\sigma_m < 0$).	34
Figure.2.13.	les différents domaines de la courbe de Wöhler.	37
Figure.2.14	Diagramme de Haig Représentation de Gerber, Goodman et Söderberg[22].	38
Figure.2.15.	Lien entre les courbes de Wöhler et les diagrammes de Haigh[23].	40
Figure.2.16.	Domaines du diagramme de Haigh [23].	41
Figure.2.17.	Définition d'un cycle Rainflow[26].	42
Figure.2.18.	Organigramme de la méthode de Rainflow.	42
Figure.2.19.	Exemple de résidu	43
Figure.2.20.	Principe de traitement du résidu.	43
Figure.2.21.	Traitement du résidu	43
Figure.2.22.	les différents types d'endommagement	45
Figure.2.23.	Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre	45
Figure.2.24	Rupture transverse de la matrice	46

Liste des figures

Figure. 2.25	<i>Rupture longitudinale de la matrice</i>	46
Figure.2.26.	<i>Décohésion fibre-matrice</i>	47
Figure.2.27.	<i>Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés</i>	47
Figure.2.28.	<i>Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°</i>	48
Figure.2.29.	<i>Rupture macroscopique d'un composite [0°/90°]2S à fibres de carbone</i>	48
Figure.3.1.	<i>Comparaison des dommages cumulés entre composite et métal</i>	51
Figure.3.2.	<i>Résistance à la fatigue des éprouvettes normalisée entaillées d'un composite stratifié et d'un alliage d'aluminium</i>	52
Figure.3.3.	<i>Comparaison de la résistance à la fatigue pour différents matériaux</i>	53
Figure.3.4.	<i>Efficacité structurelle relative des matériaux aérospatiaux</i>	54
Figure.3.5.	<i>Propriétés de fatigue des matériaux aérospatiaux</i>	55
Figure.3.6.	<i>Résistances à la fatigue comparatives d'un composite de verre de même résine avec diverses architectures de fibres (UD, tissés, stratifiés)</i>	57
Figure.3.7.	<i>Expérience avec (a) R=0, (b) R=0,5 et (c) R=-1</i>	58
Figure.3.8.	<i>Courbes S – N pour différentes contraintes moyennes: (a) amplitude de contrainte en fonction du nombre de cycles à la rupture; (b) contrainte maximale en fonction du nombre de cycles à la rupture</i>	59
Figure.3.9	<i>.Élévation de la température de l'échantillon lors du cyclage à différentes fréquences: stratifié à 8 plis ± 45 CFRP</i>	60
Figure.3.10.	<i>Mesure de la température avec des fréquences différentes: a) zone de mesure ;b) Evolution de la température ΔT en fonction du temps</i>	61
Figure.3.11.	<i>L'effet de l'entaille dans certains stratifiés de PRFC</i>	63
Figure.3.12.	<i>Résultats des résistances à la compression des stratifiés T800 / 924 CFRP de divers couches contenant des trous</i>	64

Liste des figures

<i>Figure.3.13. Courbe S-N des éprouvettes entaillés et non entaillés du composite WGE-1</i>	65
<i>Figure. 3.14. Courbe S-N des éprouvettes entaillés et non entaillés du composite WGE-2</i>	66
<i>Figure. 3.15. Courbe S-N des éprouvettes entaillés et non entaillés du composite WGE-3</i>	67
<i>Figure.3.16. Evolution de la température en fatigue</i>	68
<i>Figure .3.17. Fatigue des stratifiés verre / époxy: comparaison des prévisions de durée de vie et des résultats expérimentaux.</i>	68
<i>Figure .3.18. Fatigue des stratifiés en Carbone/Epoxy: Comparaison entre les résultats expérimentaux [65] et les prévisions de durée de vie en fatigue [63].</i>	69
<i>Figure. 3.19. Comparaison entre les Résultats expérimental et la prévision de la durée de vie sous un chargement à deux niveaux de contraintes variables (Chargement à deux blocs).</i>	70
<i>Figure. 3.20. Résistance résiduelle du matériau.</i>	72
<i>Figure .3.21. Comparaison entre les durées de fatigue résiduelle expérimentales [64] et prédites. (a) séquence de chargement haut-bas, (b) séquence de chargement bas-haut [72].</i>	73
<i>Figure .3.22. Comparaison entre les durées de fatigue résiduelle expérimentales [67] et prédites. (a) séquence de chargement haut-bas, (b) séquence de chargement bas-haut.</i>	73
<i>Figure.4.1. L'évolution de l'endommagement et la perte de rigidité par fatigue dans les matériaux composite.</i>	79
<i>Figure.4.2. Organigramme du programme développé pour prédire le cumul d'endommagement sur la base du modèle proposé.</i>	82
<i>Figure.4.3. Courbe de Wöhler du verre/Epoxy [0°/90°] et adaptation à la loi de puissance.</i>	84
<i>Figure.4.4. L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Bas-Haut).</i>	84
<i>Figure.4.5. L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Haut-Bas).</i>	85
<i>Figure.4.6. Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux (chargement Haut-Bas).</i>	86

Liste des figures

<i>Figure.4.7.</i>	<i>Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux (chargement Bas-Haut).</i>	86
<i>Figure.4.8.</i>	<i>Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner (chargement Haut-Bas).</i>	87
<i>Figure.4.9.</i>	<i>Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner (chargement Bas-Haut).</i>	88
<i>Figure.4.10.</i>	<i>Erreur relative de prédiction (chargement Haut-Bas).</i>	89
<i>Figure.4.11.</i>	<i>Erreur relative de prédiction (chargement Bas-Haut).</i>	89
<i>Figure.4.12.</i>	<i>Courbe de Wöhler et sa modélisation par l'équation 4.8.</i>	90
<i>Figure.4.13.</i>	<i>L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Haut-Bas).</i>	91
<i>Figure.4.14.</i>	<i>L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Bas-Haut).</i>	91
<i>Figure.4.15.</i>	<i>Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.</i>	93
<i>Figure.4.16.</i>	<i>Comparaison des fractions de durée de vie par rapport à la ligne de Miner.</i>	93
<i>Figure .4.17.</i>	<i>Courbe de Wöhler et modélisation par l'équation 4.8</i>	94
<i>Figure.4.18.</i>	<i>L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Haut-Bas).</i>	95
<i>Figure.4.19.</i>	<i>L'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (chargement Bas-Haut).</i>	95
<i>Figure.4.20.</i>	<i>Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.</i>	97
<i>Figure.4.21.</i>	<i>Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner.</i>	97

Liste des tableaux

Liste des tableaux

N° Tableau	Titre	Page
Tableau 1.1.	<i>Caractéristiques thermo-mécaniques moyennes de quelques résines thermoplastiques</i>	06
Tableau 1.2.	<i>Caractéristiques mécaniques moyennes des résines thermodurcissables polyesters, époxydes et vinylesters</i>	07
Tableau 1.3	<i>Caractéristiques des matrices thermoplastiques et des résines thermodurcissables</i>	08
Tableau 1.3	<i>Les différentes caractéristiques mécaniques des fibres</i>	09
Tableau 1.4.	<i>propriétés mécaniques des quelques exemples de fibres de carbone</i>	10
Tableau 1.5.	<i>Propriétés de quelques éléments renforts</i>	12
Tableau 1.6.	<i>Propriétés de quelques éléments renforts</i>	14
Tableau.2.1.	<i>Quelques types des modèles mathématiques des courbes d'endurance</i>	36
Tableau.3.1	<i>Valeurs du facteur de fatigue des matériaux composites et des métaux</i>	55
Tableau.3.2	<i>Caractéristiques des trois stratifiés tissés étudiés</i>	64
Tableau 3.3	<i>L'endommagement calculé par le modèle proposé et les résultats expérimentaux publiés par Broutman and Sahu [64] pour Verre/Epoxy.</i>	71
Tableau 3.4	<i>L'endommagement calculé par le modèle proposé et les résultats expérimentaux publiés par Hwang et Han- [70] sur le composite unidirectionnel verre / Epoxy.</i>	71
Tableau.4.1.	<i>Durée de vie expérimentale correspondante aux différents chargements</i>	81
Tableau.4.2.	<i>Résultats expérimentaux de la durée de vie publiés par Hwang et al sur le composite unidirectionnel Verre/Epoxy.</i>	88
Tableau.4.3.	<i>Durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.</i>	90

Remerciements

*L'élaboration de la présente thèse s'est déroulée au sein du Laboratoire de Physique Quantique de la matière et de Modélisations Mathématiques (LPQ3M), à l'Université Mustapha Stambouli de Mascara, mon directeur de thèse est **Mr.AID ABDEL KARIM** et par mon Co-encadreur **Mr.BACHIR BOUIADJRA Bel Abbes**.*

*Je voudrais tout d'abord témoigner ma profonde reconnaissance à mon encadreur **Monsieur AID ABDEL KARIM** Professeur à l'Université Mustapha Stambouli de Mascara. Il a dirigé ce travail, a guidé mes premiers pas dans la recherche et a suivi l'évolution de ma thèse avec beaucoup d'intérêt, je le remercie infiniment.*

*Je remercie également **Monsieur BACHIR BOUIADJRA Bel Abbes** Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés pour son aide, pour avoir partagé ses connaissances et son expérience avec moi dans cette recherche.*

*Je remercie tout autant **Monsieur BENGUEDIAB Mohammed**, Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés pour avoir accepté de rapporter et présider le jury de ma thèse. C'est un honneur et*

un encouragement fort à poursuivre mon activité d'enseignant chercheur.

*Mes sincères remerciements vont également à **Monsieur BENHAMENA Ali**, Professeur à l'Université Mustapha Stambouli de mascara, **Monsieur M'HAMDIA Rachid**, Maître de conférences à l'Université DjillaliLiabes de Sidi Bel Abbés, et à **Monsieur GHAZI Abdelkader** Maître de conférences à l'Université Mustapha Stambouli de mascara ,qui m'ont fait l'honneur d'être rapporteurs de ma thèse, et qui ont consacré de leur précieux temps à l'examen et à l'évaluation de mon travail. Je les remercie vivement pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail afin de l'expertiser avec une grande efficacité et une grande rapidité, ainsi que pour la patience et la pertinence dont ils ont fait preuve à la lecture de ce document.*

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à **Monsieur Abdelkader DJEBLI**, Maître de conférences à l'Université Mustapha Stambouli de mascara et **Monsieur BENDOUBA Mostefa**, Maître de conférences à l'Université Mustapha Stambouli de mascara, pour ses précieux conseils, son aide et ses encouragements.*

Enfin, je tiens à remercier tous les membres de **ma famille** surtout **ma mère, mon père, mes frères, ma sœur**. Que dont les encouragements ont été indispensables pour que je puisse achever cette thèse de Doctorat.

Un **remerciement spécial** adressé à **ma femme** pour le soutien, « Quand J'ai traversé des moments si difficiles que plus d'une fois j'ai pensé que je ne verrai jamais le bout du tunnel. A chacun de ces moments, elle était présente pour me reconforter et m'aider à trouver des solutions. Je ne te remercierai jamais assez pour tout ce qu'elle as fait pour moi.»

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

Mon père, Ma mère et ma femme

RESUME

Les matériaux composites sont actuellement plus utilisés et plus demandés dans plusieurs domaines, suite à leurs avantages multiples tels que la bonne résistance à la fatigue par rapport aux métaux. De nombreux travaux se font actuellement pour suivre l'évolution de dommages et les différents mécanismes d'endommagement qui restent compliqués à cause de l'anisotropie dans ce type de matériaux. Dans ce travail un modèle d'endommagement pour un chargement par bloc a été développé pour prédire la durée de vie des trois matériaux composites et suivre l'évolution de l'endommagement. Un algorithme d'utilisation simple est élaboré basé sur la courbe de Wöhler du matériau étudié et une simulation numérique est faite à l'aide du logiciel Matlab pour estimer la durée de vie. Les résultats de prévisions obtenues sont relativement bons avec les résultats expérimentaux par rapport à des modèles similaires.

Mots-clés : matériaux composites, fatigue, modèle d'endommagement, chargement par bloc, durée de vie, courbe de Wöhler, simulation numérique,

الملخص

تستخدم المواد المركبة حالياً بشكل أكبر والطلب عليها في عدة مجالات، نظراً لمزاياها المتعددة مثل المقاومة الجيدة للتعب مقارنةً بالمعادن. تجري حالياً العديد من الأبحاث لمراقبة تطور الأضرار والآليات المختلفة لذلك التي لا تزال معقدة بسبب التباين في هذا النوع من المواد. في هذا العمل تم تطوير نموذج ضرر للتنبؤ بمدة المقاومة و تتبع الاضرار لثلاثة مواد مركبة. بحيث تم تطوير خوارزمية ذات استعمال بسيط تعتمد على منحني التعب (منحني والر) بالاضافة الى برنامج رقمي لحساب مدة الحياة لبعض المواد المركبة. النتائج المحصل عليها تعتبر جيدة نسبياً مقارنة بالنتائج التجريبية و بعض النتائج الحاسوبية الأخرى.

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة، التعب، نموذج ضرر، جهد بالجملة، مدة الحياة، منحني والر ، برنامج رقمي .

Abstract

Composite materials are currently in greater use and demand in a number of areas, due to their multiple advantages such as good resistance to fatigue compared to metals. Many works are currently being done to monitor the evolution of damage and the various mechanisms of damage that remain complicated because of the anisotropy in this type of materials. In this work a damage model for block loading was developed to predict the life of the three composite materials and followed the evolution of the damage. A simple operating algorithm is developed based on the Wöhler curve of the studied material and a numerical simulation is done using the Matlab software to estimate the fatigue life. The prediction results obtained are relatively good with the experimental results compared to similar models.

Keywords: composite materials, fatigue, damage model, block loading, life cycle, Wöhler curve, numerical simulation.

Introduction générale

Les matériaux composites sont aujourd'hui plus utilisés par rapport aux matériaux traditionnels tels que les métaux, de leurs caractéristiques bénéfiques, telles que la stabilité, haute résistance spécifique, rigidité et bonne résistance chimique, et de leur faible poids. Les composites ont été largement utilisés par exemple, pour les composants aérospatiaux, les articles de sport, les applications structurelles dans les automobiles, les navires etc., La particularité des industries automobile et aérospatiale est que l'utilisation de ces matériaux est associée à une réduction structurelle du poids ainsi qu'aux économies de carburant et à de meilleures performances.

Pendant les services, les structures et les machines d'ingénierie sont soumises à des charges variables ou aléatoires, ainsi qu'à des charges d'amplitude constante. La nature de la fatigue à niveaux de charges multiples est plus compliquée que la fatigue à des contraintes à amplitude constante. De nombreuses études ont été menées pour expliquer les phénomènes de fatigue à niveaux de contrainte multiples et en prévoir la durée de vie au moyen d'approches de modèles de cumul d'endommagement.

La définition de l'endommagement par fatigue des matériaux composites n'est pas un problème simple. Les modes de défaillance des matériaux composites sont compliqués et assez différents de ceux des matériaux isotropes. Pour les matériaux composites à fibres courtes, les principaux modes de défaillance possibles sont le décollement de la fibre-matrice, la fracture de la fibre et la défaillance de la matrice. Pour les composites stratifiés, le délaminage est également un mode de défaillance possible.

Pendant les chargements de fatigue plusieurs variables pourraient être variées tels que le module de Young, la résistance résiduelle et la déformation.

Le modèle de cumul d'endommagement est défini généralement par des variables caractéristiques du matériau et doit être formulé aussi en fonction du nombre de cycles et du niveau de contrainte appliqué afin de pouvoir être utilisé pour le calcul du dommage et la prévision de la durée de vie en fatigue.

Dans cette thèse, un modèle de cumul d'endommagement dus à la fatigue est proposé, et validé les prévisions de durée de vie en fatigue à deux niveaux de contrainte.

La présente thèse est devisée en quatre chapitres cités comme suite :

1-Une étude bibliographique sur les matériaux composites est présentée dans le premier chapitre, afin de connaître les différents constituants d'un matériau composite tels que les

Introduction générale

fibres, les matrices, les additifs...et leurs caractéristiques. Aussi les différents domaines d'application de ces types de matériaux

2-Le deuxième chapitre est divisé en deux parties, la première partie définit le phénomène de fatigue tels que les types de chargements cycliques, les différentes courbes tracées à la fatigue des matériaux les plus connus, notamment la courbe de Wöhler. La deuxième partie présente les différents mécanismes d'endommagement lors de la fatigue d'un matériau composite.

3-Le troisième chapitre est consacré à la présentation d'un état de l'art sur la fatigue des matériaux composites et les nombreuses études réalisées dans littératures sur la comparaison entre les composites et les métaux sous chargement cyclique, ainsi que les différents facteurs influençant sur la fatigue des composites.

4- Le quatrième chapitre un modèle de cumul d'endommagement est proposé pour évaluer la durée de vie. Le modèle proposé est validé sur une série de trois matériaux composite sous chargement cyclique variable à deux niveaux de contraintes haut-bas et Bas haut.une programmation est faite à l'aide du logiciel Matlab pour calculé et tracé les courbes d'endommagement en fonction de la durée de vie.

Chapitre I

Etude bibliographique sur les matériaux composites

I.1. Introduction

Les constructeurs ou les utilisateurs veulent toujours des nouveaux matériaux plus performants, plus économiques et qui durent plus longtemps. Le développement de ces matériaux est fait par les chercheurs qui sont créés des nouvelles associations de matériaux, et de disposer des matériaux qui répondent le mieux possible aux objectifs d'usage. L'élaboration d'un matériau composite est l'un des résultats de ces associations. Donc on peut définir un matériau composite comme un assemblage au moins de deux matériaux de natures différentes, afin d'obtenir un matériau dont les caractéristiques et les propriétés mécaniques améliorées à celles des composants pris séparément.

L'utilisation des matériaux composites touché plusieurs domaines : spatial, aéronautique, automobile, ferroviaire, électronique, sport et loisirs, médical construction civile...etc.

Généralement un matériau composite est constitué d'une ou plusieurs composantes discontinuées distribués dans un milieu continue appelé matrice.les composantes discontinues sont appelés des renforts dont des propriétés mécaniques supérieures à celles du matrice.

Les matériaux composites peuvent être classés suivant différents critères, suivant le type de la matrice on peut classés les composites en trois catégories :

-Les Composites à base des matrices Organiques (CMO) : telles que les polymères organiques (résine thermodurcissable ou thermoplastique).ils sont constitués d'une résine polymère renforcée par des fibres de verre, de carbone ou encore d'aramide. Possédant des coûts de revient généralement assez bas, il s'agit des composites les plus courants.

-Les Composites à Matrices Céramiques (CMC) : plus coûteux que la première famille des composites, il s'agit d'une matrice de céramique renforcée de fibres courtes ou de filaments. Matrice et renforts sont tous deux constitués de matériaux tels que le carbure de silicium, le carbone ou l'alumine. Ils peuvent être réservés aux applications à haute température.

-Les Composites à Matrice Métallique (CMM) : la matrice de ces matériaux est un métal léger tel que l'aluminium, le magnésium ou le titane. Le renfort est constitué de fibres ou de particules de type céramique comme le carbure de silicium. Ils sont également très coûteux.

I.2. Définition

On peut définir aussi les matériaux composites comme l'association d'au moins deux matériaux de nature différents, l'assemblage final développé un nouveau matériau dont des

propriétés supérieures à celles qu'auraient les constituants élémentaires pris séparément. Ce type des matériaux est composé principalement de deux constituants :

- le renfort : le rôle essentiel des renforts est d'assurer la tenue mécanique du composite.
- la matrice : a pour objet d'assurer une protection des renforts contre diverses agressions chimiques qui pourraient provenir de l'environnement extérieur, et garantit la transmission des charges mécaniques aux renforts.

Généralement, les composites sont employés sous forme de corps bidimensionnels, plaques ou coques, et en ce qui concerne leur comportement mécanique et l'usage structurel, peuvent être trouvés suivant le type du renfort en plusieurs états comme représenté dans la figure 1-1 :

- **Composite à particules** : les renforts sont des particules mélangés avec la matrice.
- **Composites à fibres courtes**: les fibres courtes (longueur : 0,1 mm à 1mm) sont dispersées aléatoirement dans une matrice isotrope; le comportement mécanique macroscopique est isotrope;
- **Composites à fibre longues**: les fibres longues (longueur : 1 mm à 50 mm) ou continues (longueur supérieure à 50mm) sont disposées de façon ordonnée et orientée dans une matrice isotrope; le comportement mécanique macroscopique est globalement anisotrope.

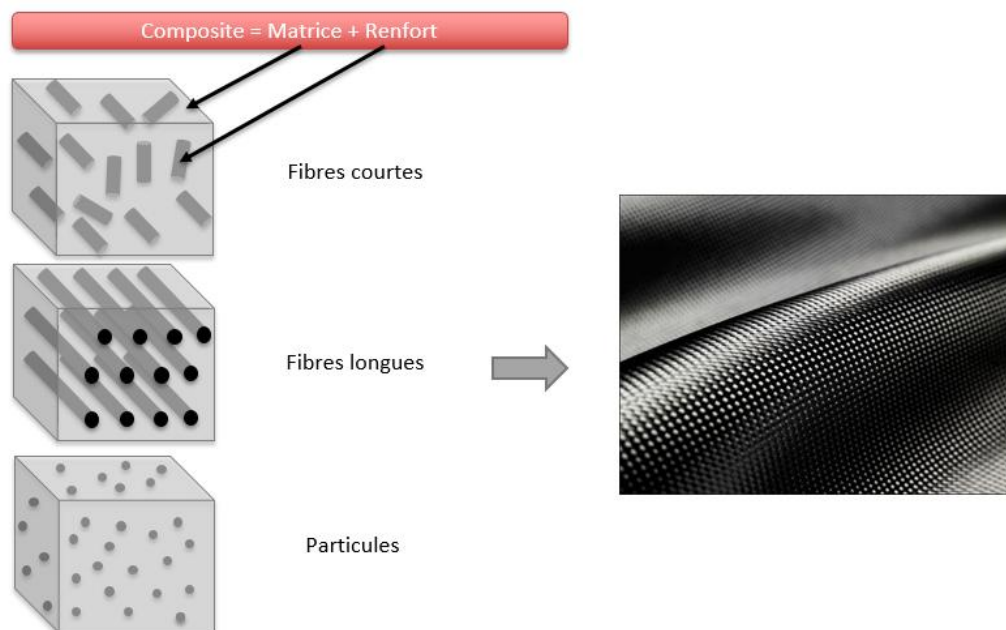


Figure.1.1. Représentation schématique d'un matériau composite de différents types de renfort.

I.3. Les renforts et les matrices

Comme définit ci-dessus un matériau composite est constitué de deux principales composantes citées comme suite :

I.3. 1. Les matrices

On trouve des multiples variantes des résines synthétiques, classés généralement en deux types avec des propriétés différentes:

I.3.1.1. Les matrices thermoplastiques

Se présenter sous différentes formes tels que : granulés, filament, poudre et plaque. elles sont mises en forme en les ramollissant par chauffage puis un refroidissement. Lors du refroidissement, le polymère durcit et se fige permettant ainsi au renfort de conserver sa forme. Cette transformation est totalement réversible et ne génère aucune chaleur intrinsèque. Les molécules d'une résine thermoplastique sont liées entre elles par des liaisons faibles, un des avantages de ce type de résine est que les granulés peuvent être stockés à température ambiante pour une durée théoriquement illimitée.

Dans l'automobile, ces matrices sont généralement associées à différents types de fibres telles que la fibre de verre, la fibre de carbone ou encore les fibres végétales comme le lin ou le sisal. On classe généralement en trois catégories distinctes, les résines thermoplastiques entrant dans la fabrication de composites :

- Les polymères de grande diffusion : dont les propriétés mécaniques sont plus faibles mais bénéficient d'un coût compatible avec une production en grande série.

- Les polymères d'utilisation technique : dont les propriétés mécaniques sont supérieures aux polymères de grande diffusion et qui sont utilisés pour des objets industriels courants comme les pièces de structures.

- Les polymères d'hautes performances : présentant des propriétés mécaniques spécifiques élevées et un coût unitaire important.

Les diverses caractéristiques thermo-mécaniques moyennes de quelques résines thermoplastiques sont cités dans le tableau 1.1 [1] :

<i>Caractéristiques</i> <i>Type de polymère</i>	<i>Type</i>	ρ (Kg/m ³)	σ_t (MPa)	E (MPa)	T_f (°C)
<i>Les polymères de grande diffusion</i>	Polypropylène	900	30	1200	50-60
<i>Les polymères d'utilisation technique</i>	Polyamide	1100	65	4000	65-100
	PMMA	1180	65	3100	95
	Polycarbonate	1200	63	2430	145
<i>Les polymères d'hautes performances</i>	PEEK	1300	90	4000	150-160
	PPS	1300	65	4000	>260
	Polyetherimide PEI	1150	105	3300	200

Tableau 1.1. Caractéristiques thermo-mécaniques moyennes de quelques résines thermoplastiques [1].

T_f : Température de fléchissement sous charge (°C)

E : Module d'élasticité (MPa)

σ_t : Résistance en traction (MPa)

ρ : Masse volumique (Kg/m³)

1.3.1.2. Les matrices thermodurcissables

Peuvent se présenter en générale sous deux formes : liquide visqueux appelé résine ou sous forme d'une Poudre.

Les composites réalisés à partir de ces matrices peuvent être renforcés avec toutes sortes de fibres mais les plus communes restent la fibre de verre, la fibre de carbone ou la fibre d'aramide. Contrairement aux résines thermoplastiques, les molécules des résines thermodurcissables sont reliées par des liaisons covalentes et donc théoriquement établies de manière irréversible. Elles sont généralement les plus employées de par leur plus grande facilité de mise en œuvre.

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans l'industrie composite sont les résines époxydes, polyesters et vinylesters. Elles présentent une bonne résistance à la chaleur, un vieillissement lent et une bonne tenue aux agressions extérieures mais des durées de stockage avant mise en œuvre limitées.

Les diverses Caractéristiques mécaniques moyennes des résines thermodurcissables polyesters, époxydes et vinylesters sont cités dans tableau 1.2 [2] :

<i>Caractéristiques mécaniques</i>	<i>Résines polyesters</i>	<i>Résines époxydes</i>	<i>Résines vinylesters</i>
<i>Masse volumique (Kg/m³)</i>	1200	1100 à 1500	1200
<i>Module d'élasticité en traction (GPa)</i>	2.8 à 3.5	3 à 5	3.4 à 3.5
<i>Module d'élasticité en flexion (GPa)</i>	3 à 4.5		3.1 à 3.8
<i>Contrainte à la rupture en traction (MPa)</i>	50 à 80	60 à 80	70 à 85
<i>Contrainte à la rupture en flexion (MPa)</i>	90 à 130	100 à 150	115 à 140
<i>Allongement à la rupture en traction (%)</i>	2 à 5	2 à 5	2.5
<i>Résistance au cisaillement (MPa)</i>	10 à 20	30 à 50	
<i>Température de fléchissement sous charge à 1.8 MPa (°C)</i>	60 à 100	290	100 à 140

Tableau 1.2. Caractéristiques mécaniques moyennes des résines thermodurcissables polyesters, époxydes et vinylesters [2].

Dans ce type de matrice il existe des pièces mécaniques spécifiques construites par le même type de matériau pour la matrice et le renfort, sont des pièces très chère. à titre d'exemple disque de frein carbone pour les véhicules de formule 1, ces disques carbonés sont capables d'absorber et de dissiper une quantité de chaleur de plus de 1,5 million de joules (1 joule = 1 Newton par mètre) pour stopper un véhicule à plus de 250 km/h.



Figure.1.2. disque de frein carbone pour les véhicules de formule 1[3]

On peut résumer les différentes propriétés des matrices Thermodurcissables et Thermoplastiques dans le tableau suivant:

<i>Type de matrice</i> <i>Propriétés</i>	<i>Thermoplastiques</i>	<i>Thermodurcissables</i>
<i>Etat de base</i>	Solide et prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
<i>Stockage</i>	Illimité	limité
<i>Mouillabilité des renforts</i>	Complicé	Facile
<i>Moulage</i>	Chauffage avec un refroidissement.	Chauffage continu
<i>Durée de vie</i>	Court	Long
<i>Résistance au choc</i>	Très bonne	Limitée
<i>Tenue thermique</i>	Limitée	Meilleure Assez bonne
<i>Chutes et déchets</i>	Recyclables	Perdus ou utilisés en charges
<i>Conditions de travail</i>	Propreté	Emanations de solvants

Tableau 1.3 : Caractéristiques des matrices thermoplastiques et des résines thermodurcissables [04].

I.3.2. Les renforts

Les renforts sont des constituants essentiels dans la composition des composites, elles joués des rôles importants dans la performance mécanique du matériau, et l'amélioration des caractéristiques mécaniques : dureté, résistance a la rupture...et aussi au comportement thermique .généralement les types de fibres les plus utilisé sont les : fibres de carbone, d'aramide, et de verre qui sont les plus répandue (environ 95%) qui correspond aux applications de grande distribution. Les différentes caractéristiques mécaniques de ces fibres sont présentées dans tableau 1.4 [3] suivant :

Type de fibres	Densité	Module en traction GPA	Résistance à la rupture MPA	Allongement %	Coefficient de dilatation 10-6/°C
Fibre de verre	2.54	72	2800	2	7.2
Fibre de carbone	1.81	399	2450	0.5	-0.5
Fibre d'aramide	1.44	130	2340	2.8	-4
Fibre de bore	2.6	414	2900	0.8	4.5
Fibre de polyéthylène	0.97	119	2625	4	10
Fibre de basalte	2.8	89	4800	3.15	8
Fibre de sisal	1.4	15	770	2.2	4
Fibre de lin	1.49	10	800	3	4
Fibre de silicium	3.18	428	3100	0.72	5

Tableau 1.4 : Les différentes caractéristiques mécaniques des fibres [3].

Les renforts sont classés en deux types :

- **Inorganiques** : polyester, aramides.
- **Organiques** : minéraux (verre, céramiques, bore, métalliques, carbone) et végétaux.

a) Fibres de verre

Suite à leur excellent rapport performance/prix, sont les renforts les plus utilisés dans la réalisation des composites. Le composant principale dans ce type est la silice associée à divers oxydes (alumine, alcalins, alcalino-terreux). On distingue plusieurs types de fibres de verre :

- verre C : résistance chimique élevée
- verre D : hautes propriétés diélectrique (pour la fabrication de circuits imprimés)
- verre E : usage général, bonnes propriétés électriques, est le plus employé, constitue l'essentiel des applications des composites de grands diffusion.
- verre R ou S : haute résistance mécanique (haute performance)

Le verre textile est disponible sous des présentations très variées :

- fibres broyées
- fibres coupées
- Fibres continue (rovings, stratifils)

- Mat (de fibres coupées ou continues)
- Tissus (croisés, unidirectionnels)



Mat à fils coupés

Verre coupée de 4,5 mm

Tissu en fibre de verre 0/90

Figure.1.3. Quelques types des textiles de verre.

b) La fibre de carbone

Ce type des fibres sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur (fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylnitrique), ont de très fortes propriétés mécaniques, à cet effet sont utilisés beaucoup plus dans le secteur aéronautique dans les années 80 [5]. Par exemples dans les avions, la pièce qui opère la jonction entre ailes et fuselage est en composite a base de fibre de carbone.

Aujourd'hui, la gamme des fibres de carbone sur le marché est de plus en plus vaste et elles font leur apparition dans les applications de masse et dans des créneaux de plus en plus variés, tirées par deux facteurs :

- D'une part, les prix ont connu une importante réduction et les fournisseurs sont devenus plus nombreux.
- D'autre part, la demande est forte pour des produits légers consommant moins d'énergie (automobile, aéronautique, éolien, électronique...).

Les fibres de carbone ont la structure du graphite. Elles proviennent de fibre acrylique et du brai. Actuellement, il existe deux procédés de préparation de la fibre de carbone :

-Procédé 1 : cette procédé est entamer par l'oxydation et la carbonisation puis la graphitisation donne des fibres de types THM (Très Haut Module) et HM (Haut Module) qu'ont un module spécifique 70 fois supérieur à ceux des alliages d'aluminium. Elles présentent également un coefficient de dilatation très faible permettant une grande stabilité dimensionnelle des structures et une conductibilité thermique élevée. Les principaux inconvénients sont la résistance limitée aux chocs et les différences de potentiel engendrée au contact des métaux qui peuvent favoriser des corrosions de type galvanique.

-Procédé 2 : l'autre donne les fibres HR (Haute résistance) et HT (Haute Ténacité).

Le prix de ces fibres reste relativement élevé par rapport aux fibres de verre.

Les fibres de carbone sont disponibles sous diverses formes [6] :

- Mèches regroupant de 3000 à 12000 filaments
- Fibres coupées de quelques millimètres de longueur
- Rubans et tissus unis ou multidirectionnels comme représenté dans la figure 1.4.

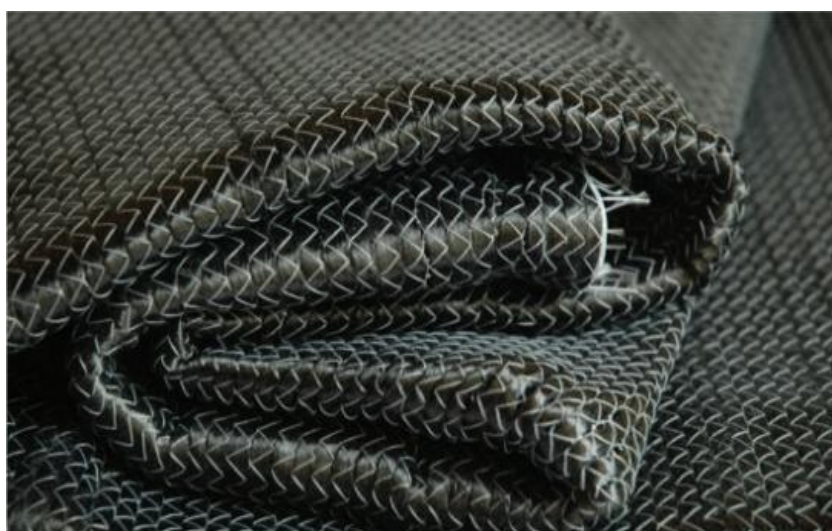


Figure.1.4.Tissu à fibre de carbone.

Les filaments de carbone sont soumis à un traitement de surface (imprégnation par un produit spécifique) afin d'améliorer les propriétés d'adhérence fibre/matrice. Ce traitement de surface est suivi par un procédé d'ensimage textilo-plastique qui facilite l'accrochage de la matrice organique, qui protège les fibres contre l'abrasion et qui favorise l'agglomération des filaments lors de la fabrication des mèches.

Le tableau 1.5 présenter les propriétés mécaniques des quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées.

Type de fibre	Module élastique E_l (GPa)	Module de rupture σ_R (Mpa)	Exemple de fibre
Haute Résistance (HR)	$E_l < 265$	3500	P-30X (Cyttec), F1
Module Intermédiaire (IM)	$265 < E_l < 320$	5600	P-55S (Cyttec), F2
Haut Module (HM)	$320 < E_l < 440$	4400	M40J (Torayca)
Très Haut Module (THM)	$E_l > 440$	3900	P-75S (Cyttec), M55J (Torayca)

Tableau 1.5. propriétés mécaniques des quelques fibres de carbone [7].

c) Fibres de bore

Ce sont des fibres de haut module longitudinal de l'ordre de 420 GPa et résistance en traction de l'ordre de 3000 à 3800 MPa, ainsi qu'elles sont insensibles à l'oxydation à hautes températures, et aussi des isolants électriques mais elles conduisent la chaleur comme les métaux. Les fibres de bore sont utilisées pour la fabrication de matériaux composites comme les coques de voiliers et dans les structures de certains avions militaires, où leur transparence aux ondes radars.

d) Fibres céramiques

Ces fibres possèdent des caractéristiques mécaniques assez bonnes, ils sont rencontrés dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2 000°C et sous atmosphère oxydante (spatial et nucléaire). Les renforts céramiques sont des fibres de type carbure, borure et nitrure. Elles sont les plus chères, en raison de leur difficulté de fabrication. Les plus couramment produites sont : les fibres de bore, les fibres carbure de silicium, les fibres de bore-carbure de bore (B4C) et les fibres de bore-carbure de silicium (BorSiC) [8].

Les fibres céramiques sont souvent associées à des résines thermodurcissables de type époxyde à cause de leur bonne adhérence avec ces dernières. Elles peuvent également être mélangées avec des thermoplastiques. Dans cette catégorie de renfort une nouvelle génération de fibres est développée par un procédé similaire à celui des fibres de carbone. Ces nouvelles fibres possèdent, en plus des caractéristiques des fibres usuelles de la famille, une tenue en température plus élevée (1200°C à 1600°C).

e) Fibres d'aramide

Elles 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 avec les résines.

Les plus connues sont les fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". Le comportement des fibres aramides est semblables à celui des métaux car sous faible charge elles sont élastiques et deviennent plastiques quand elles sont soumises à de fortes contraintes. Elles constituent un bon compromis entre les fibres de carbone et celles à base de verre. Les fibres aramides ont une bonne tenue au feu. C'est pourquoi de nouvelles fibres hybrides, en l'occurrence des fibres verre-kevlar et carbone-kevlar, sont élaborées pour améliorer leur adhérence [8].

Les fibres aramides sont exploitées industriellement en vertu de leur résistance au choc et de leur légèreté. Elles entrent dans la composition des produits de protection (blindages, gilets pare-balle, casques, gants, etc.) et elles sont largement utilisés dans le domaine des loisirs (ski, raquette de tennis). Elles sont disponibles commercialement sous forme de :

- Mèches
- Rubans et tissus divers.

Selon le procédé de fabrication, on distingue deux types de fibres [9] à base module ($E=70\text{GPa}$) et à haut module ($E=130\text{GPa}$).

Les fibres aramides les plus connues sont : KEVLAR (USA), TWARON (Allemagne Hollande), TECHNORA (Japon).

f) Autres types de fibres

Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique). Ces fibres possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. On peut citer quelques exemples :

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

Ces fibres sont appréciées pour diverses raisons par exemple :

- leur prix de revient assez bas.

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

Le tableau 1.6 regroupe les différentes propriétés mécaniques de quelques types de fibres :

<i>Matériau</i>	<i>Module d'Young(GPa)</i>	<i>Résistance en traction(MPa)</i>	<i>Masse volumique (Kg/m³)</i>	<i>Température D'utilisation max (°C)</i>	<i>Allongement a rupture(%)</i>
<i>Verre R</i>	80	2500	2500	650	3
<i>Kevlar 49</i>	130	3600	1450	200	2
<i>Carbone HM</i>	400	2000	1900	2500	?
<i>Bore</i>	400	350	2650	700	0.8
<i>SiC (fibre)</i>	480	2300	3200	900	0.5
<i>SiC(trichite)</i>	840	21000	3200	1600	2.5

Tableau 1.6. Propriétés de quelques éléments renforts [7, 10]

I.3.3. Additifs

Sont des ajouts peuvent être intégrés à la résine pour améliorer les propriétés mécaniques. On distingue deux types : les charges renforçantes (charges sphériques creuses 5 à 150µm) et les charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.3.4. Interface

On peut définir l'interface renfort-matrice comme une surface de contact entre eux. Le rôle essentiel de l'interface fibre-matrice dans un matériau composite est de transmettre les chargements de la matrice vers le renfort, et par suite d'assurer la non décohésion fibre-matrice lors d'un chargement.

A cause de sa structure, l'interface peut être considérée d'un point de vue mécanique, comme un point faible du composite [11]. Dans le transfert d'effort orienté dans le sens de l'axe de la fibre, l'interface est considérée comme une couche de cisaillement. Lorsqu'il n'y a pas de décohésion interfaciale, le comportement est élastique : le cisaillement interfacial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au

niveau de leurs parois. la figure 1.5 présenter les différents constituants d'un matériau composite : fibre, matrice, charge et interface.

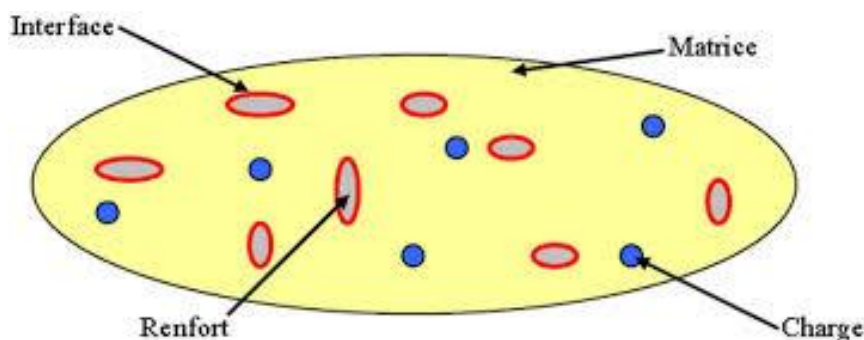


Figure.1.5. Présentation de l'interface, matrice, fibre et Charge.

I.4. Les matériaux composites structuraux

On peut distinguer deux types des composites structuraux : les Stratifiés et les Sandwichs.

I.4.1 Composite Stratifié

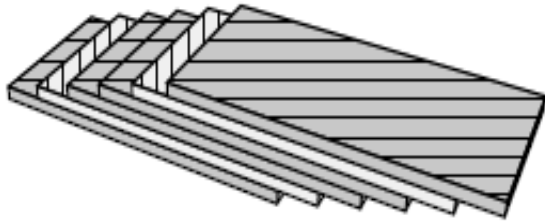
Un stratifié est constitué de deux ou plusieurs couches ou appelées également plis entreposées successivement, et se comportant comme une seule structure. Chaque couche est formée de fibres de faible section imprégnées de résine, et est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°). La séquence d'empilement du stratifié, désigne le nombre et l'orientation des couches successives en parcourant le stratifié d'une face à l'autre. Il est constitué d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bi-directionnelles, est dit unidirectionnel si l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire, toutes les fibres sont alignées selon une seule direction et sont constituées d'un grand nombre de couches ou plis, l'épaisseur d'une couche dépend de son grammage et leur épaisseur est généralement très faible, de l'ordre de 0,125 mm pour un matériau carbone époxy de type Aéronautique et 0,3 mm pour ceux qui sont utilisés dans l'Industrie Nautique.

Par contre, un stratifié est multidirectionnel si les couches successives, sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que 0° , les multidirectionnels [0/ +45/ -45/ 90/ 90/ +45/ -45/ 0]. Le choix de l'empilement, et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques.

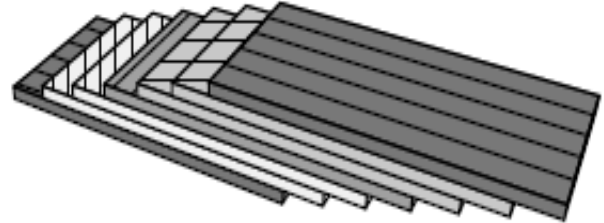
Un stratifié est codifié de la façon suivante :

– chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degré de l'orientation des fibres avec l'axe de référence x . comme présenter dans les figures 1.6 (a) et 1.6 (b).

- les couches sont nommées successivement entre crochet en allant de la face inférieure à la face supérieure. Les couches successives sont séparées par le symbole « / ».
- les couches successives d'un même matériau et de même orientation sont désignées par un indice numérique, comme l'exemple de la figure 1.6 (b) : [0/452/90/–452/0].



(a) [-45/45/–45/–45/45/–45]



(b) [0/45/45/90/–45/–45/0]

Figure.1.6. Désignations du stratifié [12]

- en cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié) comme présenter dans la figure 1.7, il faut préciser par un indice la nature de la couche ;

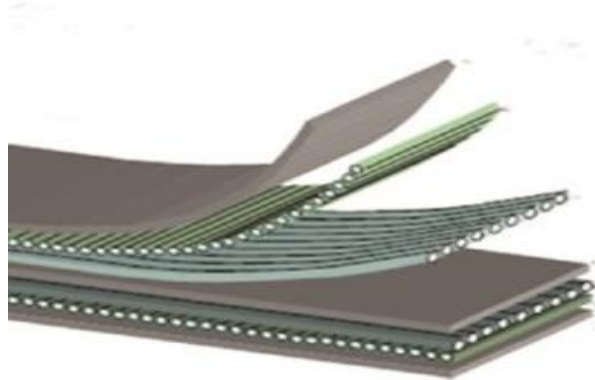


Figure.1.7.Stratifié hybride.

- en cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole s indique la symétrie:[-45/45/–45/–45/45/–45] devient [-45/45/–45]s et [0/45/45/90/–45/–45/0] devient [0/452/90/–452/0].

I.4.2 Composite Sandwich

Les structures sandwiches sont travailler dans leurs comportement de résistance à supporter les sollicitations de type flexion ou torsion. Elles sont composées d'une âme (de forte épaisseur et de faible résistance et l'adhésif), et de deux peaux en matériaux composites généralement stratifiées (de grande rigidité et de faible épaisseur) comme présenter dans la figure 1.8 .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.

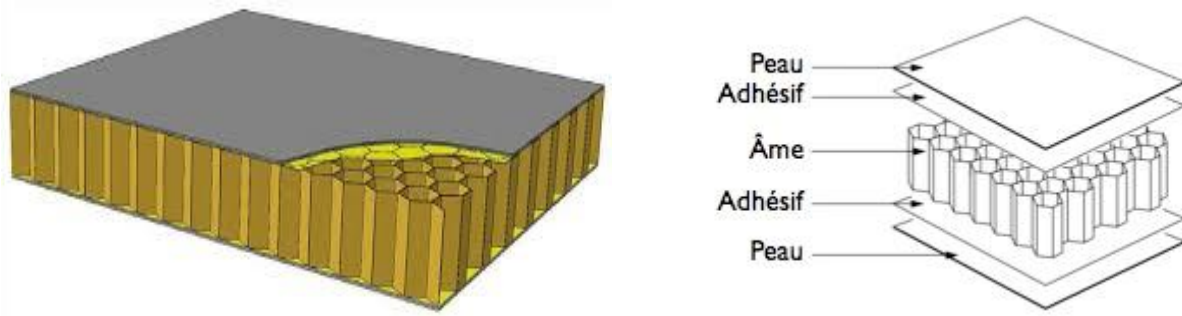
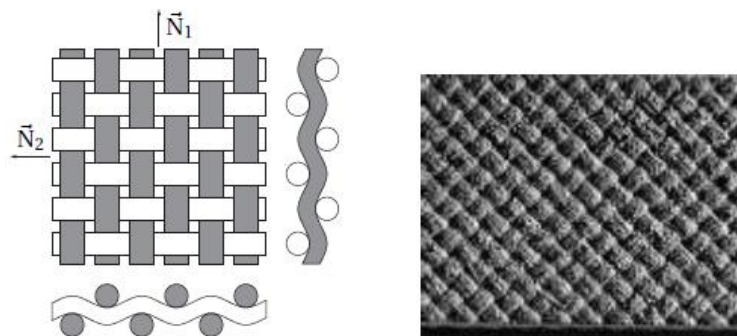


Figure.1.8. structure sandwich

I.5. Structures composites tissées multi-directionnelles (massives)

On trouve des structures en matériaux composites de type 2D, 3D, 4D [12] comme suite :

-**Type 2D** des tissages volumiques de deux directions de renfort, par exemple le 2D tissé SiC-SiC (fibre-céramique/matrice-céramique) a deux directions de renfort comme illustré sur les figures 1.9 (a) et 1.9 (b). Ce type de matériau est destiné à des utilisations thermostructurales (température d'utilisation de 1 000°C à 1 400°C). Il est étudié pour être utilisé dans les parties chaudes des structures : moteurs d'avions, moteurs fusées et protections thermiques.



(a) schématisation

(b) illustration

Figure.1.9. 2D Sic-Sic : matériau avec deux directions de renfort [12]

-**Type 3D** évolutif de deux directions de renfort et un piquage dans la troisième direction, ou trois directions de renfort, par exemple l'Aerolor 32 C/C est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par trois directions de fibres, comme indiqué sur la figure 1.10. La

matrice est infiltrée dans les blocs préalablement tissés au moyen de mèches de 3 000 filaments.

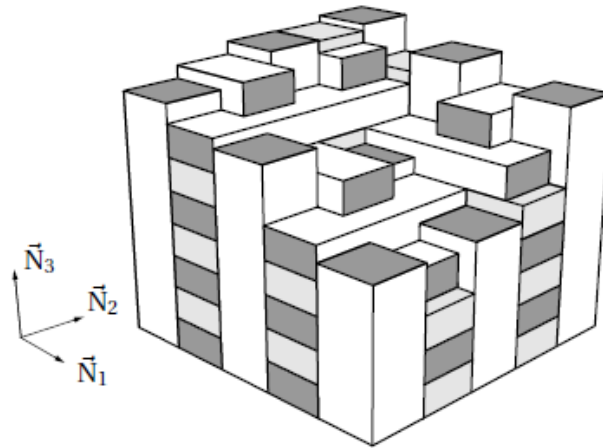


Figure.1.10. Géométrie tri-orthogonale de l'Aerolor 32[12]

- **Type 4D** de quatre directions de renfort ou plus sont élaborés dans l'industrie aéronautique. Il est également possible de tisser des cylindres ou des cônes afin de réaliser des réservoirs ou des tuyères. Dans ces derniers cas, les fils de renforts s'entrecroisent en hélice. Les structures massives sont principalement utilisées dans le domaine aéronautique et restent très marginales en raison de leur coût de production très élevé. la figure 1.11 présenter un type de ces matériaux c'est bien le Sepcarb(r) 4D C/C c'est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par des fibres suivant quatre directions de l'espace. Les renforts sont notés r1, r2, r3 et r4 sur la figure 1.11.

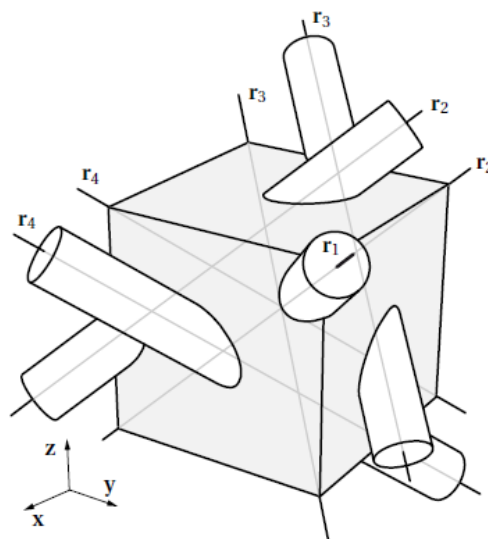


Figure.1.11. Sepcarb(r) 4D C/C renfort carbone/matrice carbone : tissage suivant quatre directions de l'espace [12].

I.6. Applications des matériaux composites

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

I.6.1 Industrie aérospatiale

Dans les avions Les planchers, les compartiments de rangement supérieurs et les cloisons constitués de panneaux à âme alvéolaire en matériaux composites ont aidé les fabricants à réduire le poids des avions. Outre leur faible poids, les panneaux alvéolaires présentent une conductivité électrique très basse et une grande résistance au feu, ce qui aide les fabricants à respecter les normes de sécurité exigées dans l'industrie. Leurs propriétés d'isolation thermique et acoustique ajoutent également au confort des passagers.

Comme présenter dans la figure 1.12 plusieurs parties structurales sont en stratifié ou sandwich (dans l'A380, la pièce qui opère la jonction entre ailes et fuselage est en composite) :



Avion A380



hélicoptère

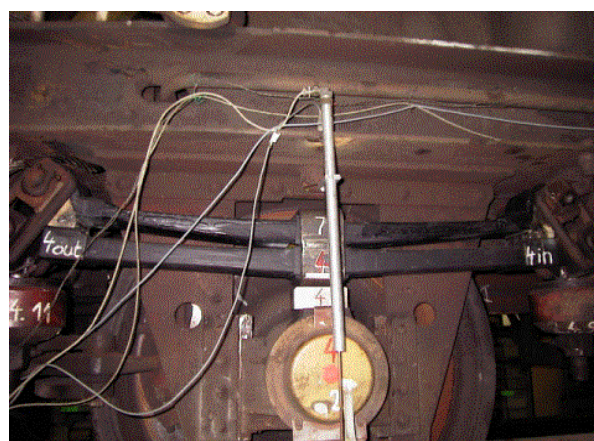
Figure.1.12. les partie en composite dans l'avion A380 et l'hélicoptère [13].

I.6.2 Industrie des transports terrestres et maritime

L'utilisation des matériaux composites dans l'industrie de l'automobile et des moyens de transports pour objet de réduire la consommation de carburant au moyen de l'économie du poids obtenu par rapport aux métaux qui sont généralement lourdes. Les applications sont diverses dans les domaines des transports. Même ferroviaires avec la fabrication de nombreux éléments de carrosserie, des boucliers amortisseurs de choc placés à l'avant des motrices et la suspension des trains comme représenté dans la figure 1.13 et qui présentent des performances supérieures en matière d'absorption d'énergie [14].



Barre anti-rouli en carbone et acier



Suspensions à deux étages en fibre de verre

Figure.1.13. Quelques pièces en composites dans les trains [14].

Dans la construction navale, le saut technologique, réalisé grâce à l'introduction des matériaux composites a consacré une évolution fondamentale par rapport aux techniques de construction traditionnelle en bois. et l'adoption de tels matériaux dans la construction des coques des bateaux a permis de procurer à la structure une haute résistance à l'usure et aux chocs répétés dans les vagues et aux collisions encaissées avec les corps flottants.

La diminution du poids des structures de bateaux rapides (patrouilleurs, bateaux d'intervention ou de service) et l'obtention d'une résistance suffisante afin d'avoir pour résultat soit une augmentation de la vitesse pour une puissance donnée, soit une meilleure rentabilité pour la même vitesse ou soit l'utilisation d'une motorisation moins puissante, tous ça est grâce à l'intégration de matériaux composites, tels que les fibres aramide Kevlar 49 associée aux les fibres de verre.

I.6.3 Industrie des articles de sport et de loisir

Le domaine de sports aussi à bénéficié plusieurs avantages dans l'utilisation du matériau composite pour la fabrication et la conception de très nombreux d'articles de sport et de loisirs[15] que les skis (de nombreux résultats d'études confirment le haut degré d'amortissement des vibrations des skis sur neige qui confère au skieur le confort tout en conservant au produit ses caractéristiques essentielles) et les bâtons, Vélos de compétition en carbone, les raquettes de tennis, les cannes à pêche et de hockey, les planches à voiles et leurs mats, les voiliers de plaisance, les arcs, les cadres de vélos, des instruments de musique, au lieu du bois qui ne pouvait plus faire face à la demande créée par la civilisation des loisirs, ou l'aluminium qui ne correspondait plus aux critères modernes de performance et d'endurance. Les constructeurs dans cette domaine à favoriser les composites suite à leur légèreté, leurs bonne tenue à la fatigue statique et dynamique et leur stabilité dimensionnelle.

I.7.Processus de fabrication et mise en œuvre des structures

composites :

Plusieurs techniques de mise en œuvre des matériaux composite sont utilisés pour élaborer des pièces en composites suivant les conditions d'utilisation donnés. On distingue deux types de procédé manuels ou mécanisés.

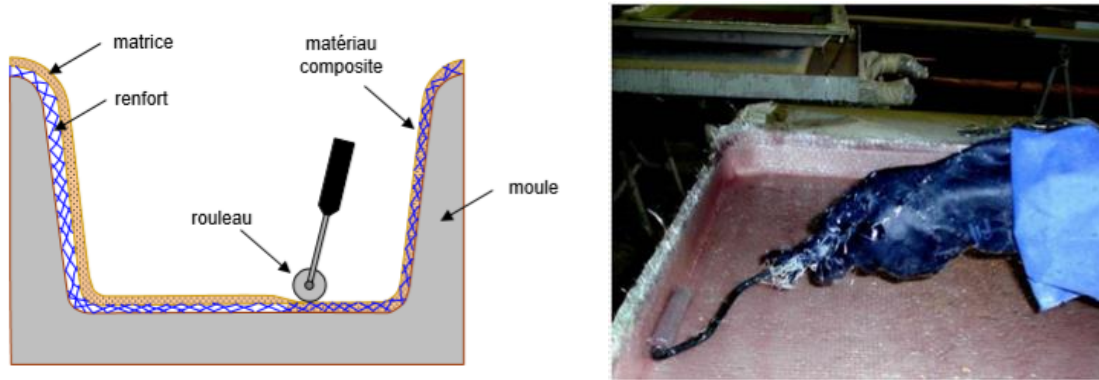
I.7.1.Procédé manuels :

Parmi les procédés manuels les plus connues sont les suivantes :

- Le moulage au contact.
- Le moulage sous vide.
- L'infusion.
- Le moulage par projection simultanée.

I.7.1.1. Moulage au contact :

Cette méthode est basée sur l'utilisation d'un moule garnis intérieurement d'une couche de surface (gel coat) avant l'utilisation. Le principe, que les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide comme représenter dans la figure 1.14, Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée, Les pièces de formes quelconques peuvent être réalisées avec une cadence lente.



A-Principe de Moulage au contact

B- Exemple d'application: élaboration d'une coque de bateau

Figure.1.14. Moulage au contact [16].

I.7.1.2. Moulage sous vide :

Dans ce type de moulage en utilisant une bâche à vide pour aspirer l'excès de résine et d'air ; il s'agit de recouvrir le stratifié, avant solidification, d'un tissu absorbant et de placer le tout sous une bâche (ou dans un sac) étanche dans lequel on fait un vide partiel à l'aide d'une pompe (voir figure 1.15). Cela plaque la bâche contre le stratifié et chasse partiellement l'excès de résine et les bulles.



Figure.1.15. Moulage sous vide.

L'inconvénient dans cette méthode est la difficulté de doser précisément les proportions de fibres et de matrice ; de plus, le moulage au contact peut exposer les opérateurs à des conditions de travail difficiles (gestes et postures pénibles) et à des émanations nocives, polluantes et demandant le port d'équipements de protection. A cet effet une autre technique a été développée pour éviter ces inconvénients est l'infusion.

I.7.1.3. L'infusion :

Cette technique utilise aussi un moule ouvert et une bâche à vide ; sa particularité est que l'opérateur ne positionne que les différentes couches de tissus, et que la bâche à vide est reliée à un ou plusieurs pots de résine par des canaux d'alimentation (figure 1.16). Une fois le vide créé, la résine est aspirée sous la bâche et s'infiltré lentement dans les tissus. Cette technique nécessite une résine peu visqueuse ; bien maîtrisée, elle permet d'obtenir des pièces de qualité très correcte avec un outillage réduit, de manière relativement « propre ».

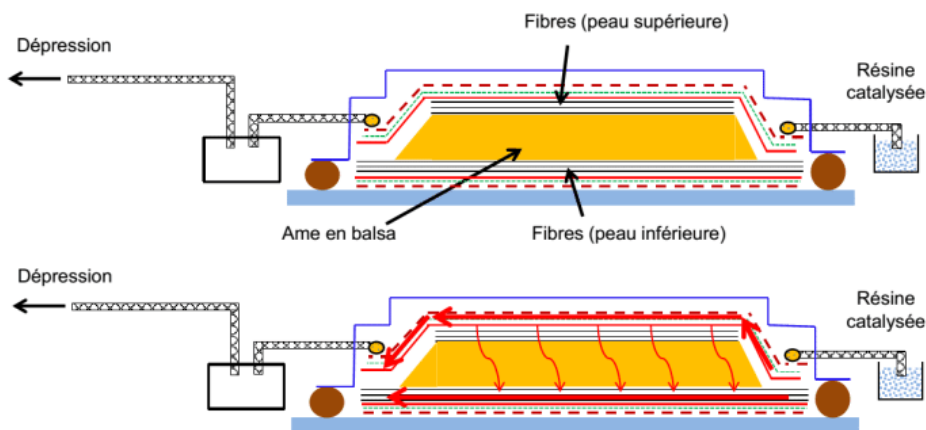


Figure.1.16. L'infusion.

I.7.1.4. Moulage par projection simultanée :

Le principe est basé sur la projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule au moyen d'un pistolet. Un instrument tranchant est utilisé pour couper le stratifié, la couche de fibres imprégnées de résine est compactée l'aide d'un rouleau comme présenter dans la figure 1.17. L'avantage du moulage par projection est d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient par rapport au moulage au contact.

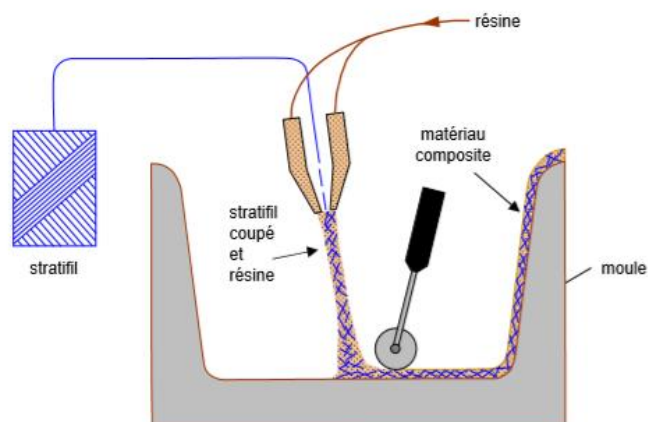


Figure.1.17. Moulage par projection simultanée [16].

I.7.2.Procédé mécanisés:

Pour les procédés mécanisés, les plus utilisés sont les suivantes :

- Le moulage par compression des préimprégnés :
 - BMC (Bulk Molding Compound).
 - SMC (Sheet Molding Compound).
- Moulage par enroulement filamentaire ou pultrusion.
- L'injection :
 - des thermoplastiques renforcés : moulage par injection de résine ou de pré-imprégné.
 - des thermodurcissables renforcés :
 - RTM (Resin transfer Molding).
 - R.RIM (Reinforced Reaction Injection Molding) : l'équivalent de la RIM (Reaction Injection Molding) pour les matériaux composites.
- Moulage par centrifugation.

I.7.2.1.Injection thermodurcissable BMC: (Bulk Molding Compound) :

L'opération de moulage du compound (la résine, la fibre coupé et la charge) est faite entre moule et contre moule chauffé à température entre 140 à 170°C sous une pression de 50 à 100 bars comme présenter dans la figure 1.18.les avantages de ce type est de produire grandes séries.

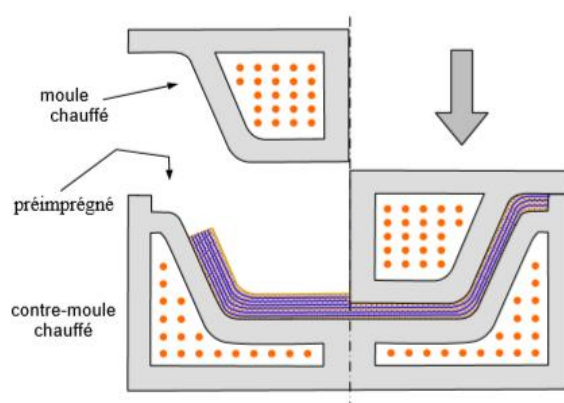


Figure.1.18. Moulage par compression à partir d'un préimprégné[16].

I.7.2.2.Compression thermodurcissable SMC: (Sheet Molding Compound)

La méthode de compression thermodurcissable SMC à déposer des feuilles de préimprégnés dans un contre moule chauffé (140 à 160 °C), et de comprimer (50 à 100 bars) le matériau avec un moule aussi chauffé (figure 1.19). La pression (50 à 100 bars) entraîne le fluage de la

matière et le remplissage de l'empreinte. Le démoulage est rapide suite au temps de durcissement très court (en fonction de l'épaisseur).

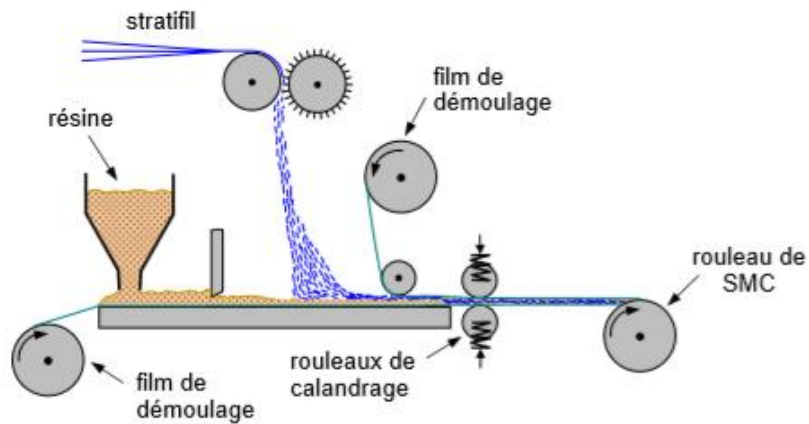


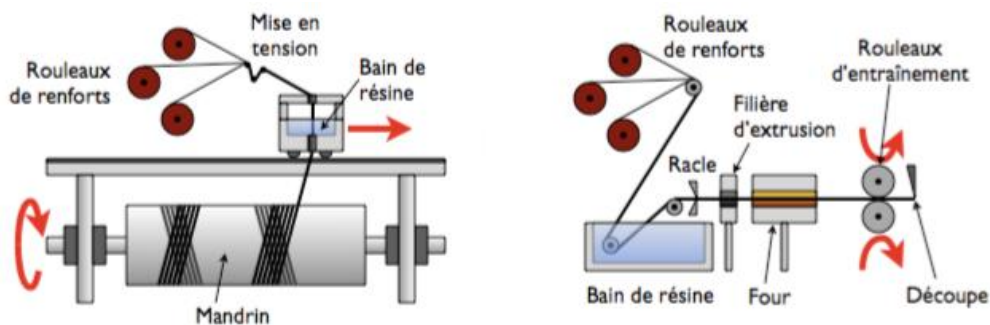
Figure.1.19. Principe d'élaboration d'un SMC-R [16].

1.7.2.3. Enroulement filamentaire (bobinage) et pultrusion:

Ce procédé est complètement automatisé. Le premier principe consiste en un enroulement ou un bobinage filamentaire (figure 1.20a), sous tension sur un mandrin tournant autour de son axe de fibres continues préalablement imprégnées d'un liant. Par exemple pour fabriquer quelques types des tubes cylindriques.

En trouve aussi un autre principe important est la pultrusion (figure 1.20b), qui consiste à faire passer des fibres imprégnées de résine à travers une filière d'extrusion, en les « tirant » à l'aide de rouleaux, destinée à créer des profilés de sections quelconques.

Le choix de l'un de ces procédés doit donc dépendre de l'application visée. Par exemple, un même tube cylindrique pourrait être réalisé : Par pultrusion, s'il est principalement sollicité en traction ou en flexion (poutres...) et par enroulement filamentaire s'il est principalement soumis à une pression interne (réservoirs, tuyaux...).



(a) l'enroulement filamentaire

(b) la pultrusion

Figure.1.20. Moulage d'enroulement filamentaire et pultrusion [16].

I.7.2.4. (Resin transfer Molding) :

On peut distinguer dans ce type deux variantes : la RTM « standard » qui utilise un moule très rigide et lourd, et la RTM « éco » ou « light » qui utilise un moule semi-rigide et s'effectue donc à des pressions moins élevées ; une pompe à vide fournit alors une assistance supplémentaire pour aspirer la résine.

Ces procédés nécessitent des outillages plus lourds, et consistent à disposer les fibres au sein d'un moule fermé dans lequel on injecte la résine sous pression, à l'aide d'une pompe (figure 1.21).

La RTM est caractérisée par :

- Taux de fibres élevés.
- Environnement «santé» (procédé en moule fermé, pas de dégagement de vapeurs nocives) Moules mâle et femelle : deux faces «propres» Devrait se développer grâce à l'amélioration des méthodes de simulation d'injection de résine.

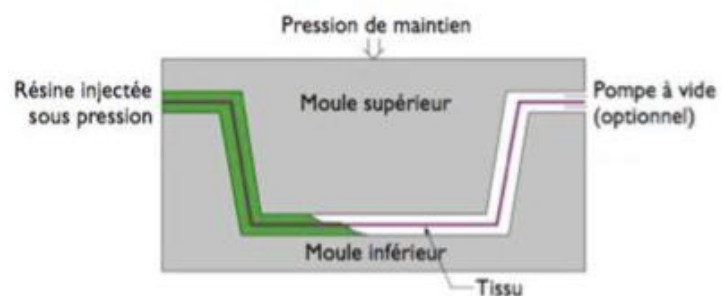


Figure.1.21. La RTM.

I.7.2.5. Moulage par centrifugation :

Le principe de la centrifugation, est un procédé utilisé un moule qui mis en rotation selon un cycle pendant la coulée et la solidification de l'alliage. En général le moule est métallique, mais il peut être garni intérieurement d'un revêtement réfractaire ou en sable.

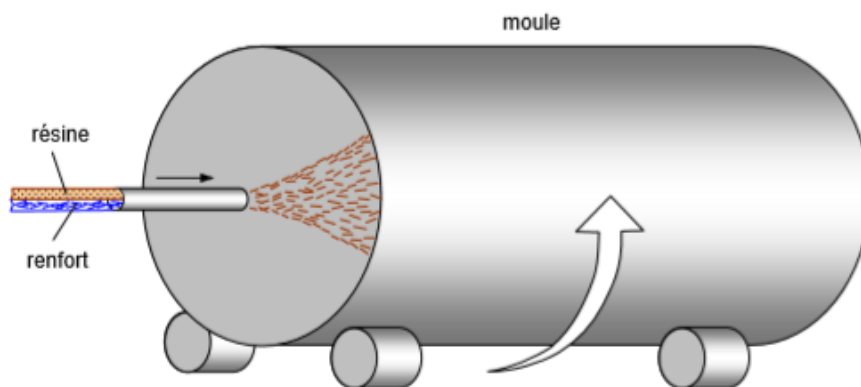


Figure.1.22. Moulage par centrifugation [16].

Les parois du moule appliquent à l'alliage une accélération centripète de 15 à 30 fois l'accélération de la pesanteur. La centrifugation se fait sur des machines à axe vertical, horizontal ou oblique. Cette technique appelle aussi coulée sous-pression centrifuge.

Chapitre II

Fatigue et mécanismes d'endommagement

II.1. Introduction

Toutes les pièces mécaniques qui composés les différents structures, leur dimensionnement dépend de la nature des sollicitations auxquelles elles sont soumises. Le chargement peut être constant ou, et c'est le cas le plus général, variable en fonction du temps, on dit aussi un chargement dynamique.

Pratiquement les structures soumises à des chargements mécaniques statiques durent plus longtemps, ce qui justifier dimensionnement en fonction de la résistance lors la phase de conception. Un chargement dynamique de causes variables peut se traduire par des variations cycliques de contraintes, l'application des chargements dynamiques sur une structure mécanique conduit au phénomène de fatigue.

Ce phénomène caractérise par sa rupture après application d'un grand nombre de sollicitations cycliques dont l'amplitude est inférieure à la résistance à la rupture en statique du matériau.

Grace aux propriétés d'endurance et une tolérance aux dommages largement supérieures aux métaux présentent dans les matériaux composites. Ce type de matériaux Ils sont utilisés pour leur bonne tenue à la fatigue. Cet aspect est un point fort des composites et justifie leur utilisation dans de nombreux domaines industriels qui mettent en jeu des sollicitations cycliques :

- sollicitation par flexion alternée d'une pièce tournante (essieu).
- sollicitation par vibrations (avions, ouvrages d'art...etc).
- sollicitation de la carlingue des avions par des cycles de pressurisation et dépressurisation à chaque vol.

A cet effet les matériaux composites sont aujourd'hui utilisés dans des structures très sollicitées. Pour mettre en œuvre un matériau qui réponde au mieux à l'application envisagée tout en améliorant la résistance à la fatigue, il est nécessaire de bien comprendre les mécanismes de dégradation progressive et la perte de la rigidité en fatigue et de savoir comment prendre en compte au mieux les différents facteurs dont dépend la fatigue des matériaux composites (la nature des fibres et des résines, la qualité des interfaces...)[17].

Les premières études relatives à l'effet de fatigue remontent au début 19ème siècle. Parmi les étapes essentielles dans l'étude de ce phénomène, on peut citer l'introduction des courbes

d'endurance par Wöhler à partir de 1860, puis les travaux de Miner en 1945 [18] sur la prévision de la rupture sous sollicitation de niveau variable.

Le comportement en fatigue des composites varie de façon importante en fonction des différents paramètres mis en jeu. Ces paramètres peuvent être regroupés en 3 catégories [19] :

- les paramètres inhérents aux matériaux composites : orientation des fibres, séquences d'empilement, types de matériau,
- les modifications géométriques ou les défauts présents : entaille, trou, impact,
- les conditions auxquelles le matériau est soumis : type de sollicitation, rapport de charge, spectre de charge, conditions environnantes.

Le présent chapitre est divisé en deux parties, la première présente étude sur le phénomène de fatigue des matériaux, et tous qui est une relation avec ce phénomène. La deuxième partie présente les différents mécanismes d'endommagement des matériaux composites et évolution de dommage dans le cas d'un stratifié $[0^\circ/90^\circ]$.

PARTIE 1

LE PHENOMENE DE FATIGUE

II.2. Les phases d'endommagement par fatigue

L'endommagement par fatigue est passé par trois phases importantes [20], représenté dans la figure 2.1 et définit comme suite :

II.2.1. Phase I Amorçage

Cette phase caractérise par une évolution rapide de la dégradation et une chute rapide de la valeur du module de Young, son initiation peut avoir lieu dans des endroits où l'accès est impossible. Sa détection n'est possible que si on utilise de puissants équipements de laboratoire.

II.2.2. Phase II Propagation

L'évolution de dommage dans cette phase est lente et la vitesse de dégradation est stabilisée, à ce stade la fissure qui a grandi résultait de la propagation des microfissures causées par le défaut initié dans la première étape (amorçage), cette phase constitue la partie la plus importante de la durée de vie du matériau sollicité en fatigue, elle couvre entre 80% et 90% du temps à rupture.

II.2.3. Phase III Rupture

Dans cette phase une accélération progressive du processus d'endommagement a cause de la fissure qui atteint une distance de telle façon que la section résiduelle est trop faible pour supporter les chargements, et donc la rupture finale.

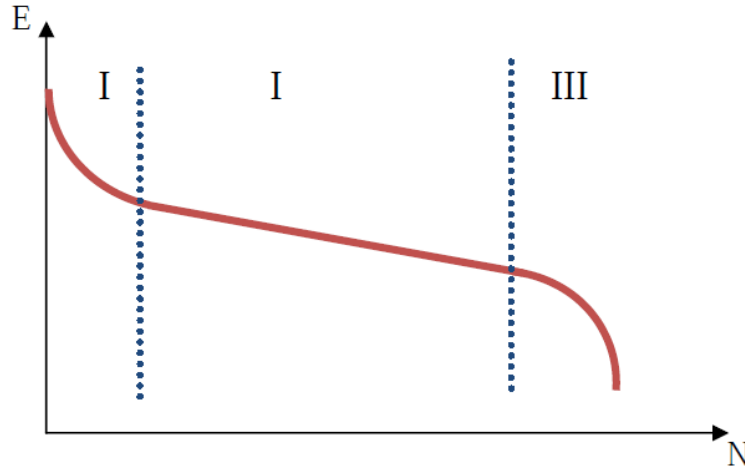


Figure.2.1. Perte de la rigidité et distinction des trois phases d'endommagement lors d'un essai de fatigue [20].

II.3. Les différents paramètres d'un chargement cyclique

Le chargement cyclique lors d'un essai de fatigue est défini par les paramètres suivantes :

- Contrainte moyenne σ_m : $\sigma_m = \frac{\sigma_{\min} + \sigma_{\max}}{2}$
- L'amplitude de la contrainte cyclique est donnée par : $\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}$
- le rapport des contraintes : $R_\sigma = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$

Où σ_{\min} et σ_{\max} sont respectivement la contrainte minimale et maximale auxquelles est soumis l'échantillon comme présenté dans la figure 2.2.

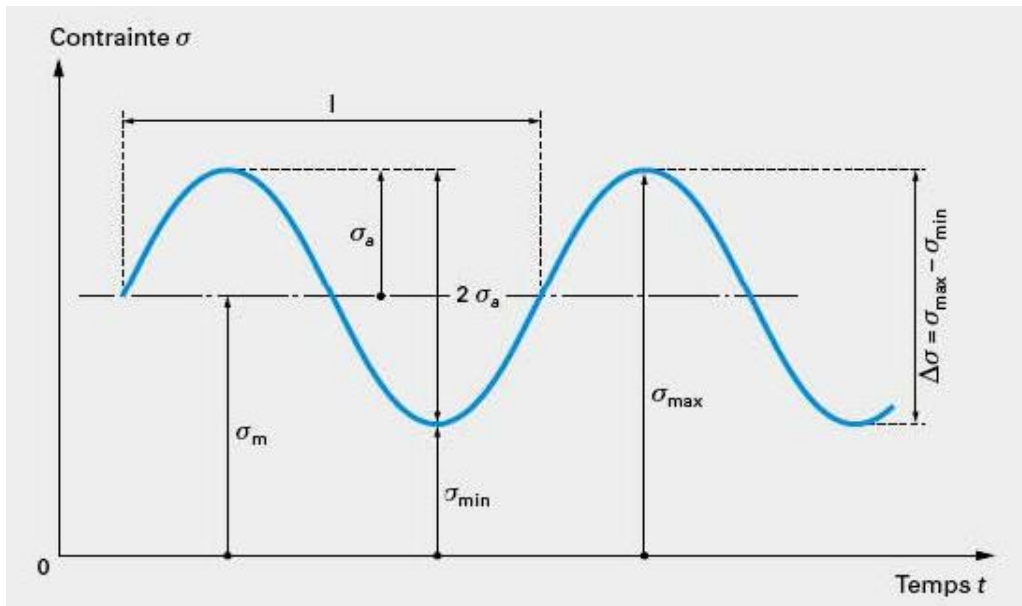


Figure.2.2. les paramètres d'un chargement cyclique.

II.3. Les différents types de sollicitations

Les sollicitations en fatigue peuvent être simples (traction, compression, torsion..) ou complexes (combinées). Les efforts répétés, varient en fonction du temps d'une façon périodique sont sinusoïdales.

II.3.1. Contrainte sinusoïdale à amplitude constante

La figure 2.3 présente ce type d'amplitude, elle est continue avec une amplitude de contrainte cyclique constante

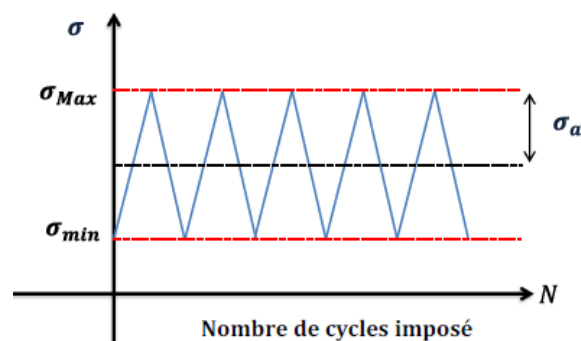


Figure.2.3. Contrainte sinusoïdale à amplitude constante.

II.3.2. Contrainte sinusoïdale à amplitude variable

Chaque bloc est défini par la valeur maximale et moyenne du cycle avec un nombre de cycles.

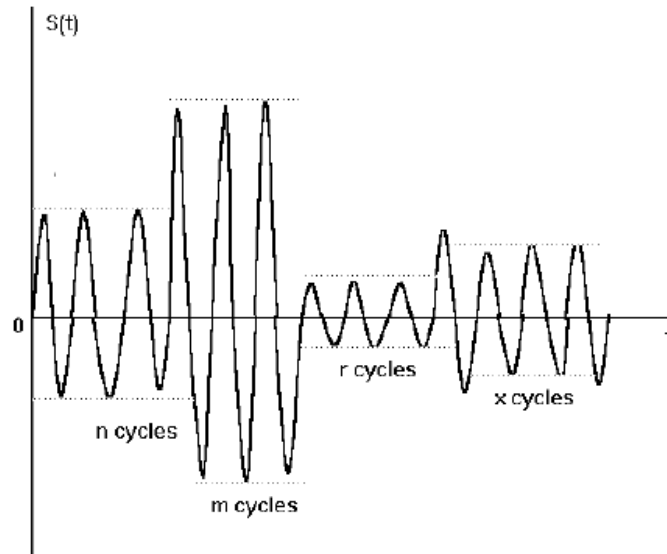


Figure.2.4. Contrainte sinusoïdale à amplitude variable.

II.3.3. Contrainte aléatoire

La courbe de variation est d'allure quelconque comme présenté dans la figure 2.5.

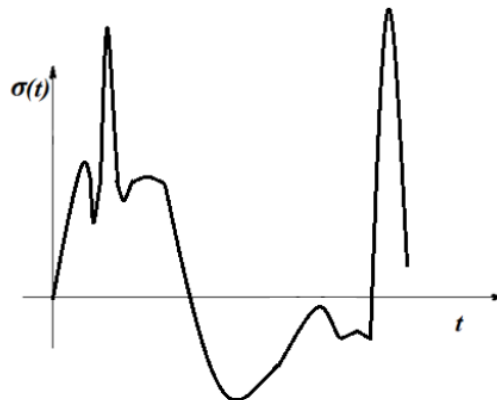


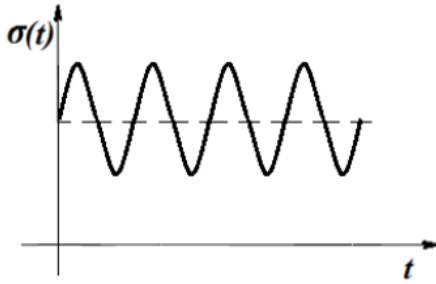
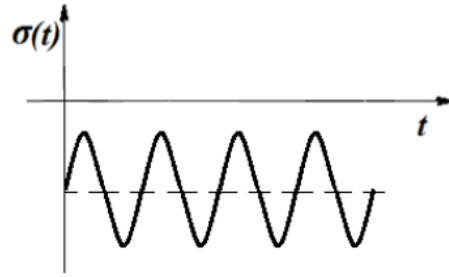
Figure.2.5. Contrainte aléatoire

II.4. Les différents classements de sollicitations

Par considération des signes des termes σ_{\max} et σ_{\min} , et les termes σ_m et σ_a les sollicitations peuvent être classées comme suit :

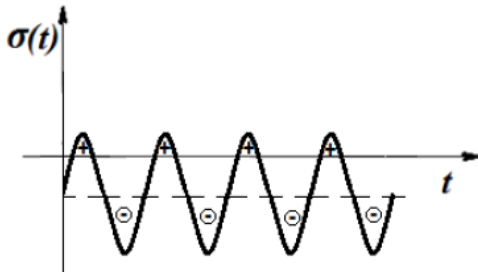
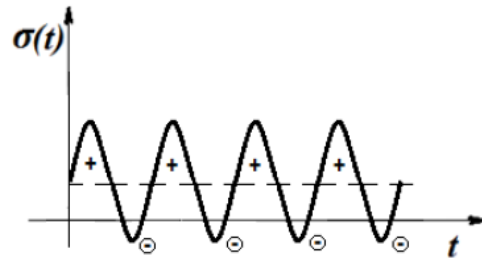
II.4.1. Sollicitation répétée

C'est le cas où les termes σ_{\max} et σ_{\min} sont positifs ou négatifs (Figure.2.6 et 2.7)

Figure.2.6. Sollicitation répétée ($\sigma_m > 0$).Figure.2.7. Sollicitation répétée ($\sigma_m < 0$).

II.4.2. Sollicitation alternée

Dans ce cas : $\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\min}} < 0$

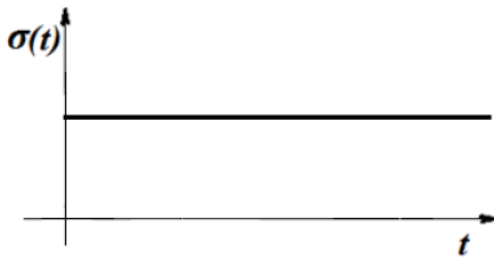
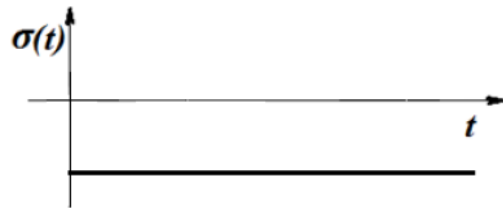
Figure.2.8. Sollicitation alternée ($\sigma_m < 0$).Figure.2.9. Sollicitation alternée ($\sigma_m > 0$).

Si $\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\min}} = -1$

Figure.2.10. Sollicitation complètement renversée ($\sigma_m = 0$).

II.4.3. Sollicitation statique

C'est le cas où $\sigma_a = 0$ et $\sigma_m \neq 0$

Figure.2.11. Sollicitation statique ($\sigma_m > 0$).Figure.2.12. Sollicitation statique ($\sigma_m < 0$).

II.4.4. Coefficient de steefhelner \emptyset :

Ce coefficient est utilisé pour déterminer le type de sollicitation.

$$\emptyset = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\min}} \quad \text{avec } -1 \leq \emptyset \leq +1 \text{ Si :}$$

$\emptyset = -1$: Contrainte complètement renversée.

$\emptyset = +1$: Sollicitation statique.

$-1 < \emptyset < 0$ ou $0 < \emptyset < +1$: Sollicitation répétée.

II.5. Critères de fatigue uni-axiale

II.5.1. Paramètres d'influence

Il existe plusieurs facteurs et paramètres qui influent sur le phénomène de fatigue et donc la durée vie du matériau, on cités les suivantes :

II.5.1.1. Effet d'échelle

A niveau de contrainte égale, deux pièces de même géométrie mais de dimensions différentes n'auront pas la même tenue en fatigue. Plus les dimensions d'une pièce croissent, plus sa résistance à la fatigue diminue.

II.5.1.2. Qualité de l'usinage

Généralement, l'endommagement par fatigue apparaît en premier lieu à la surface des pièces. La prise en compte des deux aspects suivants est importante en fatigue:

- L'état de surface
- Les contraintes résiduelles

II.5.1.3. Environnement

Un milieu agressif (températures élevées, milieux corrosifs...) aggrave le phénomène de fatigue. Il apparaît des phénomènes comme le fluage ou la corrosion. Leur action est proportionnelle au temps d'exposition.

II.5.1.4. Taille des grains

Les structures à grains fins présentent une meilleure tenue en fatigue que les structures à gros grains.

II.5.1.5. Orientation du fibrage par rapport à la direction des efforts

L'orientation générale des grains (fibrage) confère au matériau une anisotropie plus ou moins marquée. Les caractéristiques statiques et la tenue en fatigue seront meilleures dans le sens long du fibrage que dans les autres sens (travers long et travers court).

II.5.1.6. Taux d'écroutissage

L'écroutissage résultant des opérations de formage a pour effet de consolider le matériau (augmentation de la limite d'élasticité), et par suite, améliore la tenue en fatigue.

II.5.1.7. Traitement thermique

Suivant que le traitement thermique provoque un adoucissement ou un durcissement du matériau, la tenue en fatigue sera diminuée ou augmentée. De plus, le traitement thermique peut modifier la taille des grains.

II.5.1.8. Les défauts métallurgiques

Lacunes, défauts interstitiels, précipités et inclusions peuvent être à l'origine de l'endommagement par fatigue.

II.5.1.9. La nature du chargement

Le chargement peut être :

- de nature périodique de pulsation et d'amplitude constantes.
- variable par bloc
- variable de manière aléatoire.
- influence de la forme du signal (sinusoïdal, triangulaire, rectangulaire...), du rapport R et de la contrainte moyenne sur la tenue en fatigue.
- la fréquence à peu d'influence sauf si on se situe dans les cas de fatigue fluage, de fatigue-corrosion, ou de fatigue thermique.
- Signaux de chargement par bloc ou aléatoire, l'endurance est affectée par la présence de surcharges et l'ordre d'apparition des cycles. En particulier il est connu que la répétition périodique d'une surcharge peut retarder la propagation de fissures.

-Lorsque les essais de fatigue sont réalisés à contrainte moyenne σ_m non nulle (et constante), la durée de vie est modifiée, en particulier quand cette contrainte moyenne est relativement grande par rapport à la contrainte alternée.

-Une contrainte de traction diminue la durée de vie

-Une contrainte de compression l'augmente

II.5.2. Les types des modèles mathématiques des courbes d'endurance

Plusieurs formules de modélisation citée dans littérature afin de représenter les courbes de Wöhler, ces formules sont modèles mathématiques différents qui traduisent les ou une partie des domaines d'endurance, le tableau 2.1 présenté quelques modèles :

Auteur	Formules	Année	Observation
WOHLER	$\log(N) = a - b \sigma$	1850	A, B, C, E, a et b son des constantes déterminé par des essais expérimentales.
BASQUIN	$\log(N) = a - b \log(\sigma)$	1910	
STROMEYER	$\log(N) = a - b \log(\sigma - E)$ ou $\sigma = E + (A/N)^C$ Avec $A = e^a$ et $C = 1/b$	1914	
PALMGREEN	$\sigma_a = \sigma_D + \left(\frac{C}{A + N_r} \right)^{\frac{1}{b}}$	1924	
WEIBULL	$\frac{\sigma_a - \sigma_D}{\sigma_u - \sigma_D} = \left(\frac{C}{A + N_r} \right)^{\frac{1}{b}}$	1949	
CORSON	$N = \frac{A}{\sigma - E} \exp[-C \cdot (\sigma - E)]$	1955	
BASTENAIRE	$N = \frac{A}{\sigma - E} \exp\left[-\left(\frac{\sigma - E}{B}\right)^c\right]$	1974	

Tableau.2.1. Quelques types des modèles mathématiques des courbes d'endurance [21].

II.5. 3. Diagrammes représentatifs

Il existe un certain nombre de représentation possible des résultats obtenus au cours d'essais de fatigue :

- Courbes de Wöhler.

- Diagramme de Haigh.
- Diagramme de Goodman.
- Diagramme de Rôs.
- Diagramme de Moore, Koppers et Jaspers.

II.5. 3. 1. La courbe de Wöhler

La courbe de Wöhler est représenté les résultats expérimentaux d'un essai de fatigue, généralement le nombre de cycles N_r sur une échelle logarithmique en fonction de la contrainte maximale des cycles. à partir d'un lot d'éprouvettes soumises à des contraintes maximales différentes, on obtient une courbe nommée courbe de Wöhler ou courbe S-N (Stress-Number of cycles) comme présenté dans la figure 2.13.

Cette courbe peut en général être décomposée en trois principales zones :

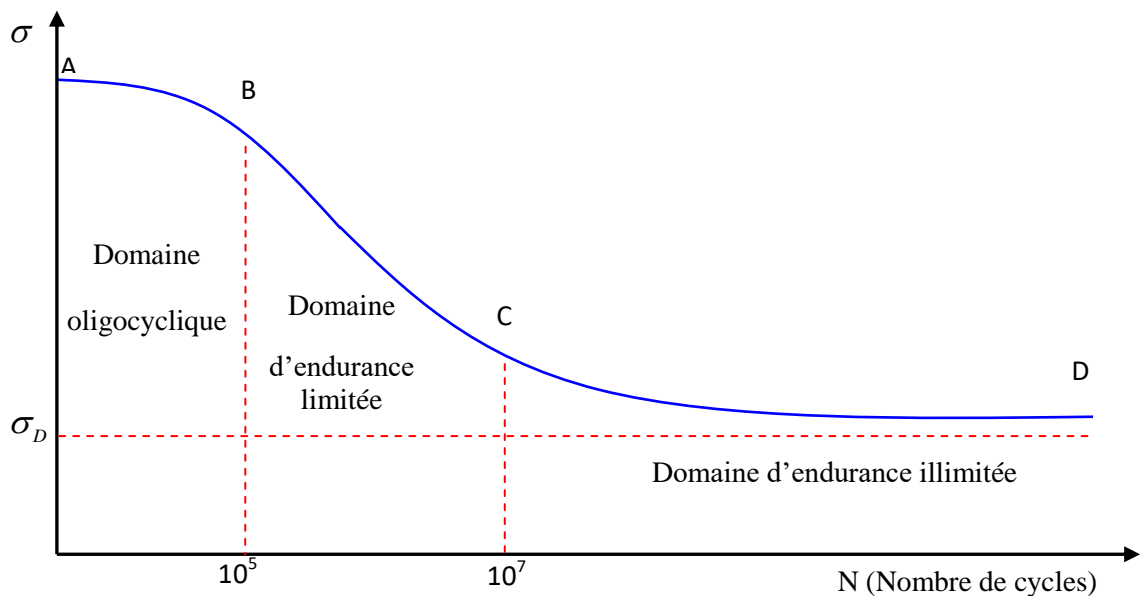


Figure.2.13.les différents domaines de la courbe de Wöhler.

II.5. 3. 1. 1. La zone oligocyclique (Zone AB)

Les contraintes dans cette zone sont les plus grandes, sont dépassant la limite d'élasticité, avec nombre de cycles inférieurs à 10^4 .

II.5. 3. 1. 2. La zone d'endurance limitée ou le domaine de fatigue (Zone BC)

La rupture dans ce domaine est atteinte après un nombre de cycles compris approximativement entre 10^4 et 10^7 .

La plupart des structures travaillent dans ce domaine pour diverses raisons, doivent avoir des masses et des volumes impérativement réduits (cas des structures aéronautiques ou

automobiles ou nucléaires). Les relations mathématiques qui relient les contraintes et le nombre de cycles sont nombreuses dans cette zone.

II.5. 3. 1. 3. La zone d'endurance illimitée ou zone de sécurité (Zone CD)

La courbe dans cette zone est tend vers une limite parallèle à l'axe de nombre des cycles (10^6 à 10^7 cycles). Toutes les contraintes au dessous de la valeur de contrainte relatif à cette zone ne jamais conduite à la rupture par fatigue quel que soit le nombre de cycles appliqué.

II.5. 3. 2. Diagramme de Haigh

Le dimensionnement des structures en fatigue dépend de la nature du chargement. Les méthodes utilisées dépendent de l'état de contraintes et du caractère périodique (amplitude constante) ou aléatoire (amplitude variable) des sollicitations.

Quand le chargement est uniaxial à amplitude constante le diagramme de Haigh et la courbe S-N sont suffisant pour déterminer la durée de vie de la structure.

Le diagramme de Haigh c'est l'un des plusieurs diagrammes qui on peut utilisée. Ce diagramme et pour un nombre de cycles de rupture donné, est constitué en portant l'amplitude de la contrainte σ_a sur l'axe des ordonnées et de la contrainte moyenne σ_m sur l'axe d'abscisse. Les observations expérimentales ont mis en évidence que lorsqu'une contrainte statique positive σ_m est superposée au chargement cyclique d'amplitude σ_a , la durée de vie de l'éprouvette ou de la pièce se voit diminuer. L'effet inverse est observé en présence d'une contrainte moyenne de compression. afin de prendre en compte ce phénomène, des essais complémentaires peuvent être réalisés afin d'établir un diagramme de Haigh donnant, pour une durée de vie fixée N (en général 10^7 cycles et peut être établi pour des nombres de cycles quelconques [22]).

Pour des sollicitations complexes, le diagramme de Haigh permet de transformer chaque cycle de contrainte moyenne non nulle σ_m et d'amplitude σ_a en un cycle de contrainte moyenne nulle et d'amplitude σ_{aeq} . Là encore, plusieurs modélisations mathématiques de ce diagramme ont été formulées. La figure ci-dessous représente les divers modèles sur le diagramme de Haigh.

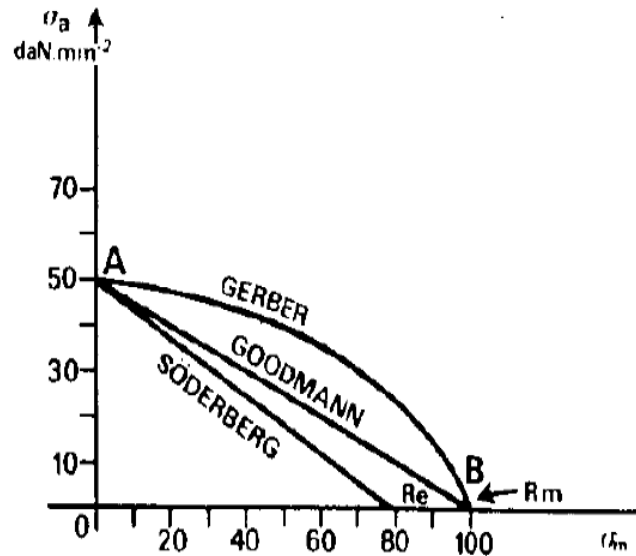


Figure.2.14 Diagramme de Haig

Représentation de Gerber, Goodman et Söderberg[23].

-Droite de Goodman : la relation entre le point $(\sigma_a(R_{\sigma}=-1), 0)$ qui correspond à la rupture pour un chargement symétrique alterné et le point $(0, \sigma_m)$ qui correspond à la rupture pour un chargement monotone pur. Le rejoindre de ces deux points définit la droite de Goodman, qui est définie par l'équation :

$$\sigma_a = \sigma_D \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_u} \right) \quad (2.1)$$

-Droite de Soderberg : est plus sévère, la droite s'arrête non pas à la contrainte ultime de traction mais à la limite d'élasticité notée R_e (Equation 2.2) :

$$\sigma_a = \sigma_D \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_y} \right) \quad (2.2)$$

-Modele de Gerber : propose un modèle décrivant la limite entre zone non-critique et critique par une parabole (Equation 2.3) :

$$\sigma_a = \sigma_D \left(1 - \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_u} \right)^2 \right) \quad (2.3)$$

II.5. 3. 2. 1. Relation entre la courbe de Wöhler et le diagramme de haigh

Une relation a été faite [24] entre la courbe de Wöhler qui représente la contrainte alternée en fonction du nombre de cycles à rupture, et le diagramme de Haigh, pour :

- $N_R = 10^3$ correspond à la phase oligosyclique sur la courbe de Wöhler.
- $N_R = 10^4$ correspond à la phase d'endurance limitée sur la courbe de Wöhler.

- $N_R = 10^6$ correspond à la phase d'endurance illimitée sur la courbe de Wöhler.

La liaison entre ces diagrammes est représentée dans la figure 2.15 :

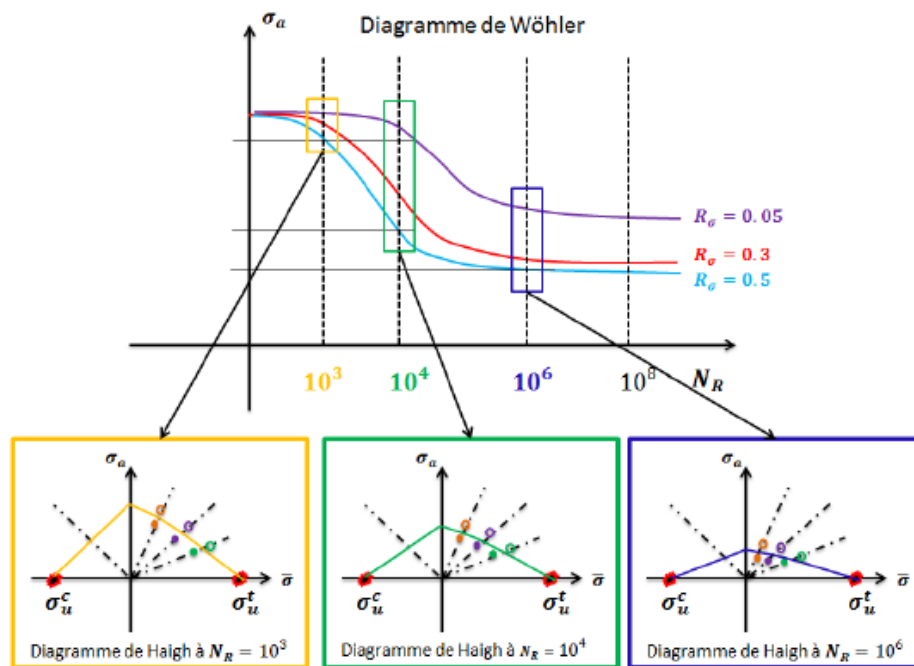


Figure.2.15. Lien entre les courbes de Wöhler et les diagrammes de Haigh[24].

II.5. 3. 2. 2. Les domaines de diagramme de haigh

D'après la figure 2.16 on peut distinguer trois domaines [24] dans le diagramme de haigh:

-Domaine Traction-Traction(T-T) : Ce domaine est situé entre les deux droites correspondantes aux rapports de charge $R\sigma = 0$ et $R\sigma = 1$, donc pour les essais des rapports de charge $R\sigma$ positifs.

-Domaine Traction – Compression (T-C) : Ce domaine est limité par la droite à $R\sigma = 0$ et la droite à $R\sigma = -\infty$ (qui correspondant à une contrainte maximale nulle $\sigma_{Max} = 0$), donc dans ce domaine les rapports de charge sont négatifs. L'axe des ordonnées (la droite de centre) est correspondant au rapport des charges $R\sigma = -1$ et un chargement cyclique alternée symétrique.

-Domaine Compression-Compression(C-C) : Ce domaine est correspond à des chargements cycliques pour lesquels la contrainte minimale et la contrainte maximale sont négatives.

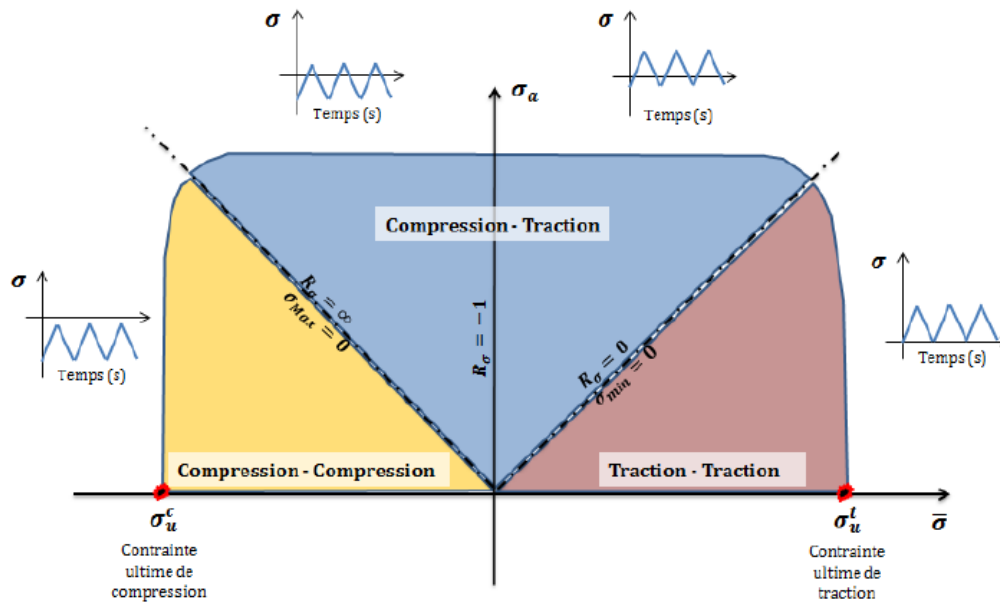
Diagramme de Haigh à N_R donné

Figure.2.16. Domaines du diagramme de Haigh [24].

II.5. Méthode de comptage

Généralement et dans la réalité, la majorité des structures sont soumises à des chargements complexes c'est à dire dans une séquence aléatoire de chargement et non pas des sollicitations d'amplitude constante, la chose qui ne permet pas de modéliser ces sollicitations dans leurs états réelles. Par conséquent, des méthodes de comptage sont utilisées pour transmettre l'historique complexe des sollicitations vers une série de cycles élémentaires simples et faciles à mettre en œuvre dans tout processus de prévision de durée de vie en fatigue. En effet, chaque cycle élémentaire est repéré par son amplitude σ_a et sa valeur moyenne σ_m auxquels correspond une durée de vie bien définie, afin de permettre calculé le dommage élémentaire à l'aide d'une règle d'endommagement. Ces calculs se répètent sur la séquence des chargements étudiés pour évaluer l'endommagement total par une loi de cumul.

Plusieurs méthodes de comptage ont été élaborées par les auteurs [25], à titre d'exemple on peut citer les suivantes :

- 1- le comptage des temps de maintien.
- 2- le comptage des extrema entre deux passages par la valeur moyenne.
- 3- le comptage des étendues.
- 4- le comptage des étendues appariées.
- 5- le comptage des dépassements de niveaux.
- 6- le comptage de cycle Rainflow dit de « la goutte d'eau ».

Parmi ces méthodes, la méthode de Rainflow est la plus utilisée et fournit les résultats les plus conservatifs [26]. Cette méthode est basée généralement sur le principe d'extraction d'un cycle de chargement représenté par quatre points successifs (figure 2.17).

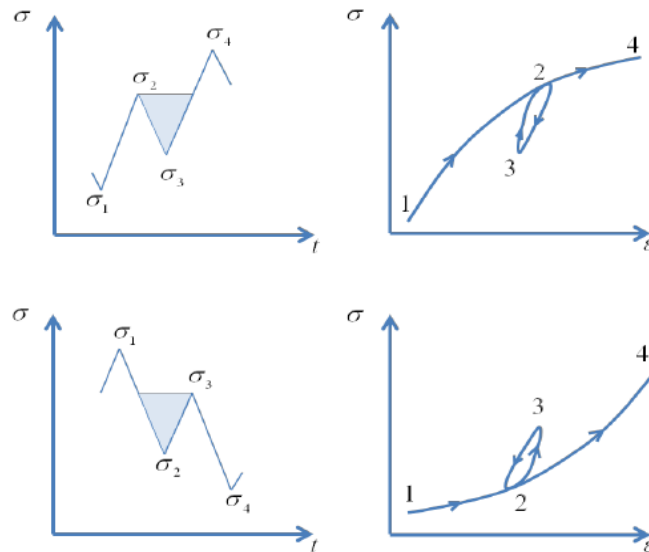


Figure.2.17. Définition d'un cycle Rainflow [27].

Pour mieux comprendre cette méthode présentée dans la littérature [28], on peut présenter les différentes étapes sous forme de l'organigramme suivant (figure 2.18):

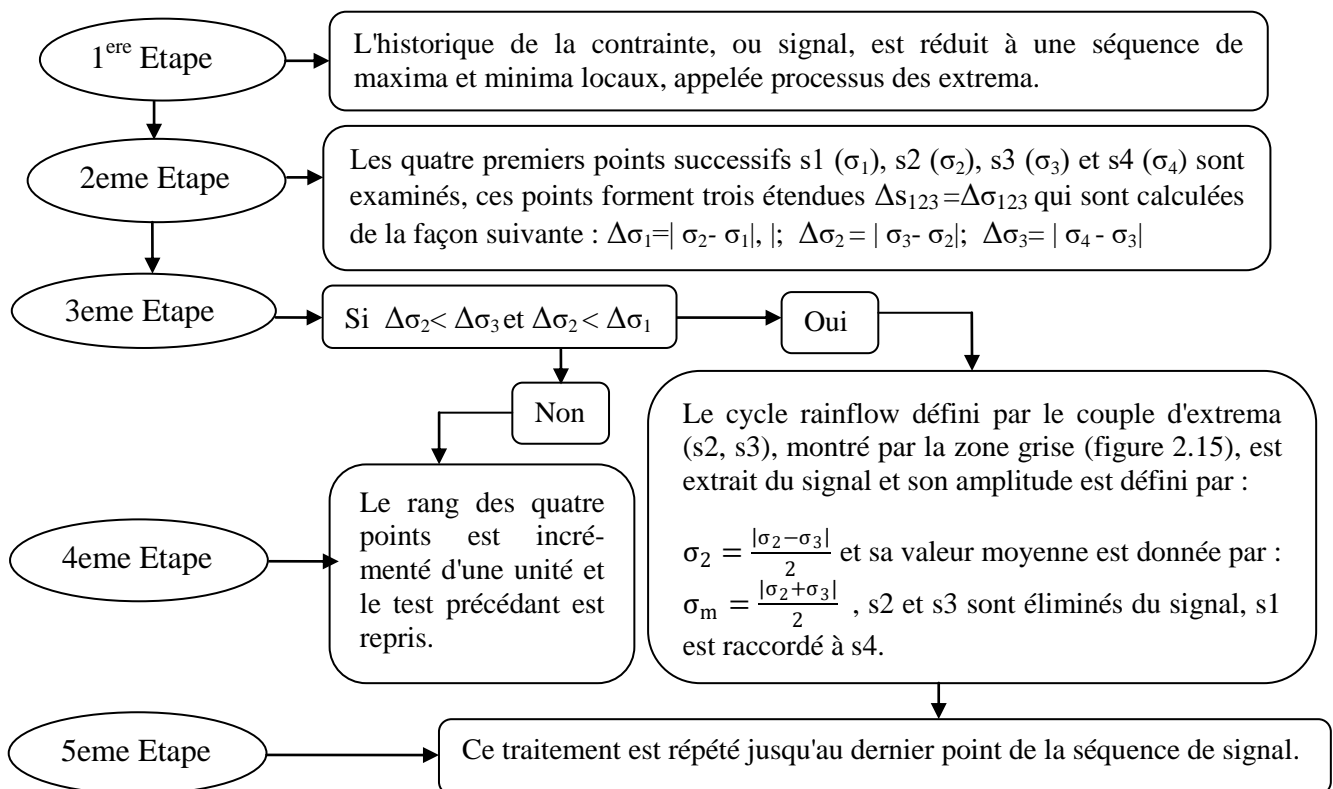


Figure.2.18. Organigramme de la méthode de Rainflow.

Durant l'application de cette procédure, quelques points restent non extraits. ces points forment un résidu et leur effet est non négligeable et il faut le traiter pour extraire des nouveaux cycles en appliquant la procédure précédente. A ce point on peut dire que l'objectif de traitement du signal par la méthode de Rainflow est atteint. Dans la figure 2.19 on observe que le signal du résidu dont les étendues de variation successives vont en croissant et puis en décroissant.

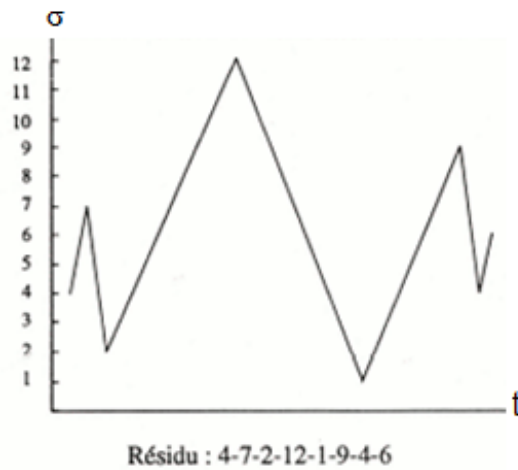


Figure.2.19. Exemple de résidu

Le traitement d'un résidu est fait par la méthode suivante :

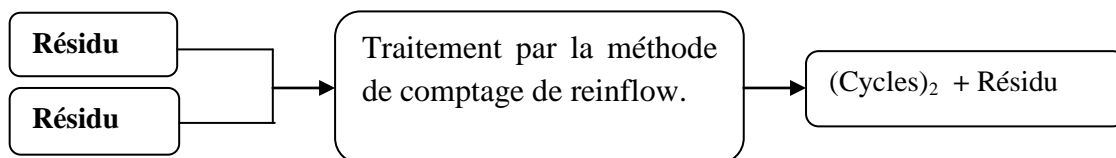


Figure.2.20. Principe de traitement du résidu.

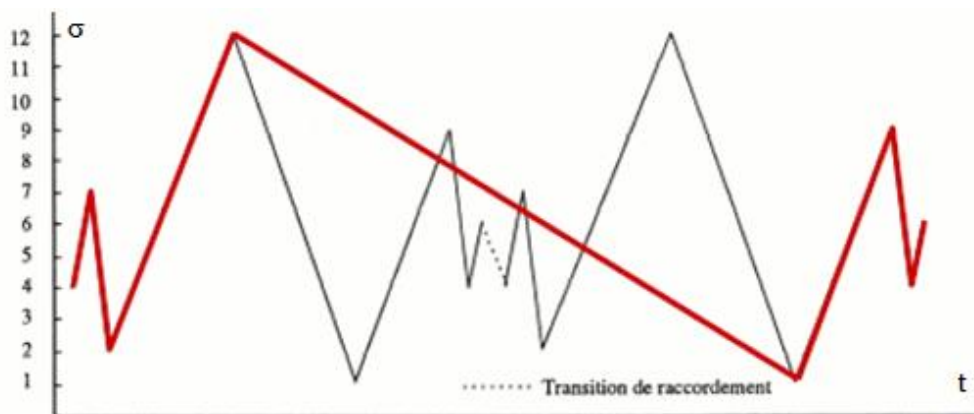


Figure.2.21. traitement du résidu

PARTIE 2

LES MECANISMES D'ENDOMMAGEMENT DES MATERIAUX COMPOSITES

II.1. Introduction

La spécificité de la composition des matériaux composites lors le phénomène de fatigue conduit aux plusieurs mécanismes d'endommagement, Ces mécanismes sont initiés, par la présence des fissures intralaminaires en raison des concentrations de contraintes induites, des discontinuités des champs de contrainte entre les plis, des défauts initiaux liés au procédé de fabrication .Donc la ruine ou la rupture d'un matériau composite est la conséquence de multiples modes de dégradations (la fissuration matricielle, le délaminage entre les couches, la rupture des fibres...).

II.2. Echelles d'endommagement dans un matériau composite

Durant le phénomène d'endommagement dans un matériau composite, plusieurs échelles on peut les citer comme suite :

II.2.1. l'échelle microscopique :

C'est le phénomène de décohésion qui est représenté par la rupture d'adhérence entre les fibres et la matrice et la rupture de fibre.

II.2.2. l'échelle mésoscopique :

C'est L'apparition au sein de la matrice, des fissures dites intra-laminaires, parallèles à la direction des fibres.

II.2.3. l'échelle macroscopique :

C'est le délaminage, ce phénomène causé par le décollement inter-pli.

Les mécanismes d'endommagement dans les composites dépendent de plusieurs paramètres comme les sollicitations, l'architecture des constituants et l'orientation des plis.

II.3. La chronologie des différents types d'endommagement

Pour les matériaux composites unidirectionnels soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture est faite quand la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture de la fibre, une concentration de contrainte au voisinage de la rupture est produise lors de la rupture de la fibre. La redistribution des contraintes et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement de :

- la contrainte à la rupture des fibres
- la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée
- propriétés de l'interface fibres/matrice

La figure 2.22 présentée la chronologie des différents types d'endommagement dans un matériau composite sous un chargement cyclique :

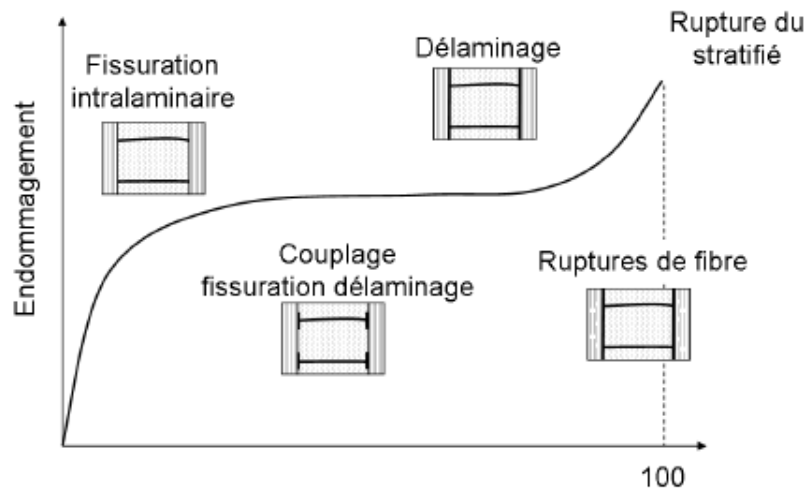


Figure.2.22. les différents types d'endommagement [29].

II.4. Les processus de rupture de la matrice

Les différents processus de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre sont présentés par la figure 2.23 :

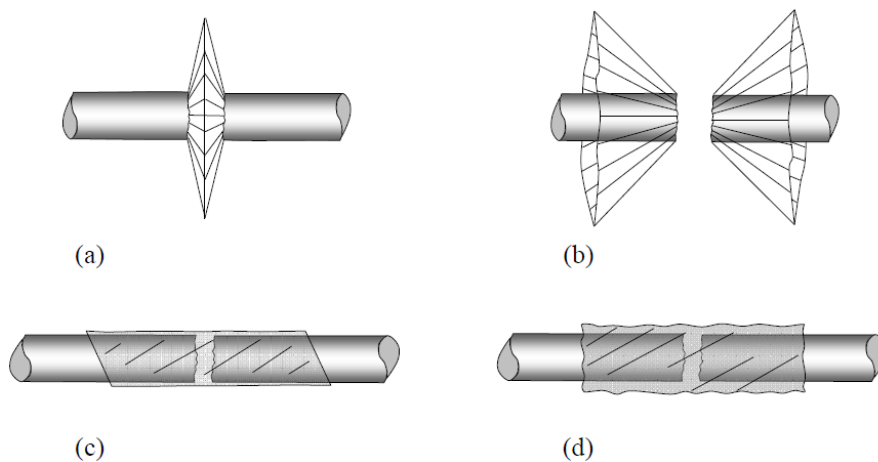


Figure.2.23. Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre [16]. (a) : Rupture transverse de la matrice. (b) : Rupture en cisaillement de la matrice. (c) : Décohésion de l'interface fibre-matrice. (d) : Rupture longitudinale de la matrice.

II.4.1. Rupture transverse de la matrice

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par fissuration transverse, lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice comme représenté dans la figure 2.24.

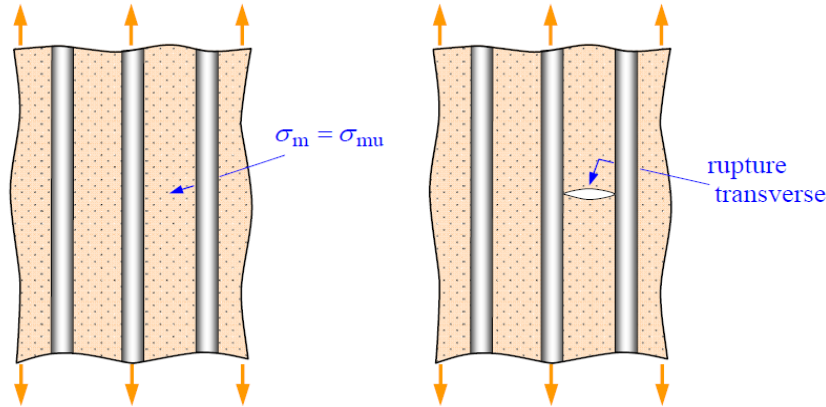


Figure 2.24 : Rupture transverse de la matrice [16].

II.4.2. Rupture longitudinale de la matrice

lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, soit par fissuration longitudinale (Figure 2.25) lorsque la contrainte de cisaillement τ_m dans la matrice atteint la contrainte de cisaillement ultime τ_{mu} , généralement au voisinage d'une fibre.

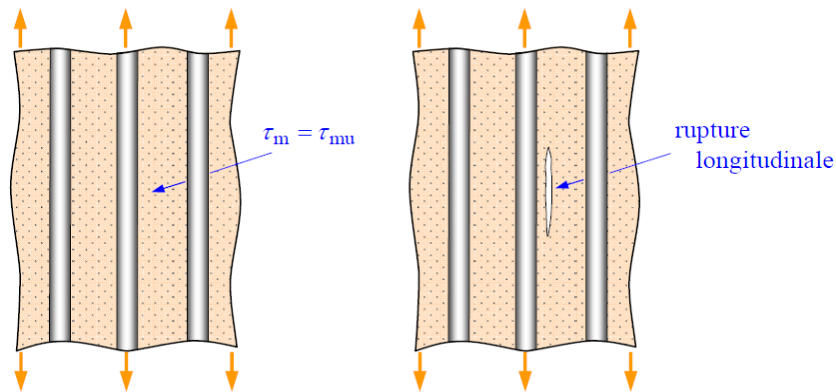


Figure 2.25 Rupture longitudinale de la matrice [16].

II.4.3. Décohésion fibre-matrice

Ce mode de rupture appelé « splitting », se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice : $\tau_d > \tau_{mu}$. Dans le cas contraire où $\tau_d < \tau_{mu}$, il se produit une rupture par décohésion de l'interface fibre-matrice comme présenter dans la figure 2.26.

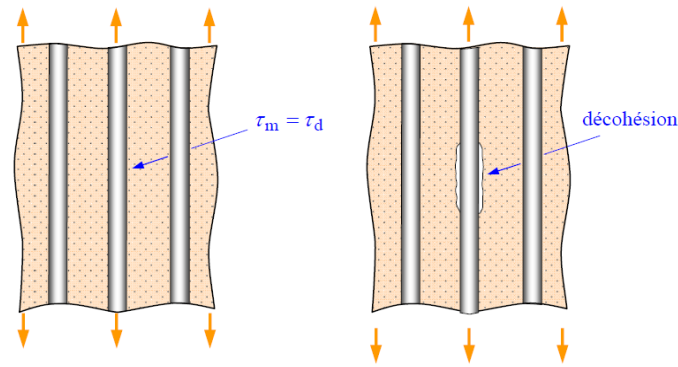


Figure.2.26. Décohésion fibre-matrice [16].

La rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de ces divers mécanismes élémentaires.

II.5. Endommagement dans le cas d'un stratifié $[0^\circ/90^\circ]$

Vu le type des composites stratifiés largement utilisés dans les différents domaines, et vu les mécanismes d'endommagement cités précédemment (décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, rupture transverse de la matrice, rupture de fibres), le mécanisme d'endommagement dans ce type de composite c'est une rupture entre les couches appelé rupture par délaminage, comme définit dans la figure 2.27. L'architecture de couches, la nature du matériau qui constituent le stratifié et le mode de sollicitation mécanique imposé sont des facteurs influent sur le mécanisme de rupture.

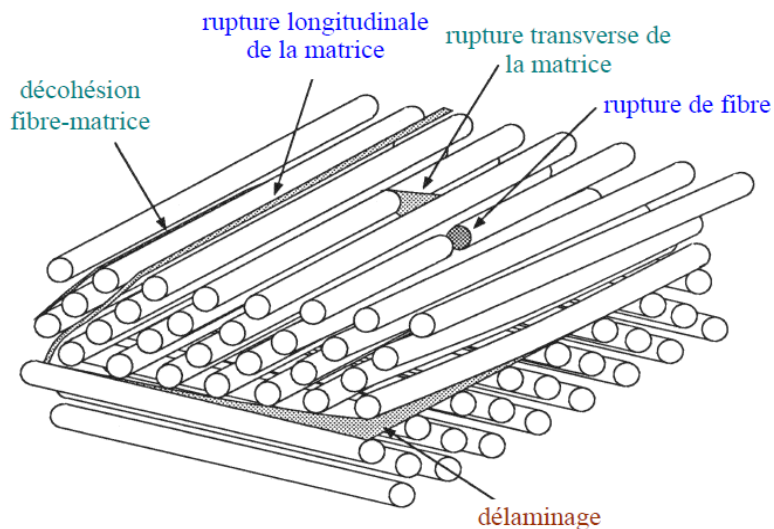


Figure.2.27. Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés [16].

Pour des explications plus large, et à titre d'exemple, dans le cas d'un stratifié $[0^\circ/90^\circ]$ soumis à un chargement dans le sens des couches orienté à 0° (figure 2.28), l'évolution de l'endommagement est passé suivant deux principaux phases (figure 2.29) :

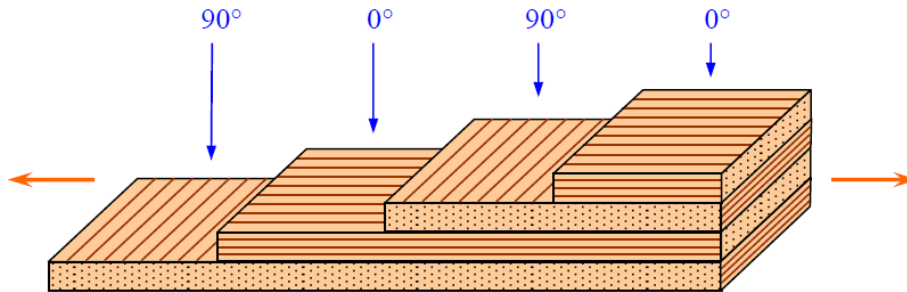


Figure.2.28. Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° [16].

-Phase 01 : début de fissuration dans les couches orientées à 90° par la rupture longitudinale de la matrice ou l'interface fibre-matrice. Cette fissuration est appelée fissuration transverse du stratifié croisé. Le nombre de fissures croît jusqu'à atteindre un état de saturation en fonction de l'augmentation du chargement mécanique.

-Phase 02 : la première phase conduit à la formation de fissures orientées transversalement (figure 2.29) à la direction du chargement.

Ces deux phases créent des concentrations de contraintes qui conduisent au phénomène de délaminage, l'aspect final de la surface après rupture présenté dans la figure 2.29.

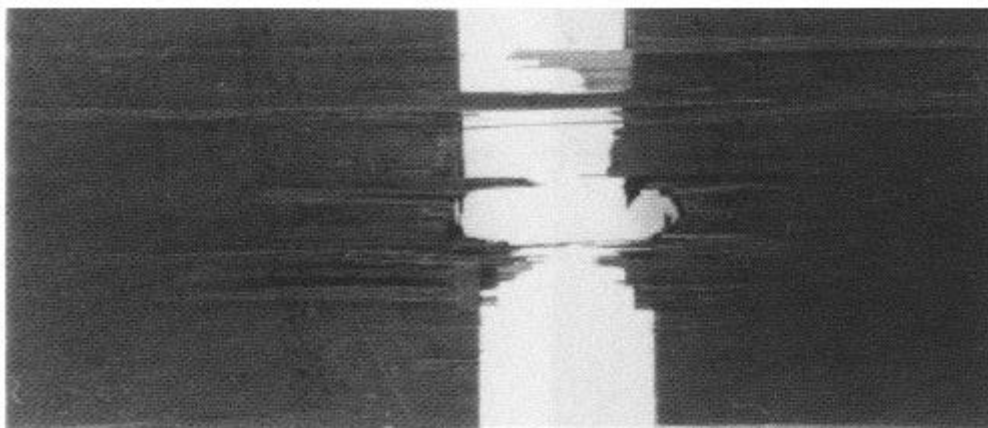


Figure.2.29. Rupture macroscopique d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone [16].

II.6. Conclusion

La conception d'une pièce mécanique est basé sur des études profondes pour assurer leur fonction pendant l'utilisation en toute sécurité, permis ces études les plus essentiels, l'étude du phénomène de fatigue. Surtout dans le cas des sollicitations à amplitude variable (uniaxiales) ou il est nécessaire d'identifier les cycles par une méthode de comptage (par exemple la méthode de Rainflow, qui est la méthode la plus courante).

Les résultats des tests de fatigue sont regroupés au sein d'une courbe de Wöhler pour :

- dimensionner la pièce ou définir son domaine d'utilisation, et ainsi pouvoir fournir une durée d'utilisation de la pièce.
- contrôler la qualité en construisant un intervalle de tolérance en dessous duquel les pièces sont jugées non conformes.

Plusieurs diagrammes sont utilisés pour identifier les zones les plus critiques des structures dans la phase de conception notamment le diagramme de Haigh, qui permette aussi de trouver un outil de dimensionnement de la durée de vie en fatigue des matériaux composites, Finalement, la rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires.

Chapitre III

Etat de l'art sur la fatigue des matériaux composites

III.1. Introduction

On trouve généralement deux types de matériaux essentiels dans les différents domaines de l'industrie sont les composites et les métaux, avec caractéristiques physiques très différentes et chaque types ont des avantages et des inconvénients et leurs propres utilisations.

La fatigue des matériaux métalliques étant un phénomène bien connu, les premiers essais pour rendre compte de la fatigue des composites ont consisté à adapter aux composites les méthodes déjà existantes pour les matériaux métalliques [30].mais Malheureusement, le comportement en fatigue des matériaux composites est différent de celui des métaux et des alliages, donc Les analyses de fatigue et les méthodes de calcul de fatigue développées et validées pour les matériaux métalliques ne sont pas totalement applicables aux composites [16, 31].car les composites sont des matériaux anisotropes, leur résistance et leur rigidité dans le plan sont généralement élevées et variables en fonction de l'orientation des fibres de renforcement et les métaux sont des matériaux isotropes. Sous l'effet des chargements, le matériau métallique aura généralement une fissure qui commence à partir d'un point spécifique, puis se propage et conduit à la rupture mais dans les matériaux composites l'endommagement est complètement différents: un grand nombre d'événements microscopiques vont se développer très progressivement. Cela est dû à l'hétérogénéité du matériau à l'échelle microscopique, car la matrice et le renforcement ont des comportements mécaniques différents.

III.2. Comparaison du cumul d'endommagement entre les composites et les métaux

Tous les travaux sur les matériaux composites comparés aux matériaux métalliques permettent d'illustrer les dommages présentés dans la figure 3.1 par **Kamiski et al.** [31], dans le composite, plus de 50% des dommages se produisent dans la première 20% de la durée de vie du matériau, ce qui signifie qu'une structure ou un composant peut vivre dans son environnement avec la présence de fissures. En métal, l'initiation des fissures (dommages) se produit généralement après plus de 75% de la durée de vie en fatigue.

Thomas Jolliveta [32] Il est noté que le processus de caractérisation et d'exploitation des lois de comportement entre matériaux métalliques et composites semble être similaire, ce qui peut être contraire aux multiples études faites précédemment, et Il est possible d'établir des courbes SN pour la fatigue cyclique, d'avoir les mêmes modes pour la propagation des

fissures en mécanique de la rupture. La différence majeure provient des dommages qui n'apparaissent pas au même stade de la résistance à la fatigue pour les deux matériaux.

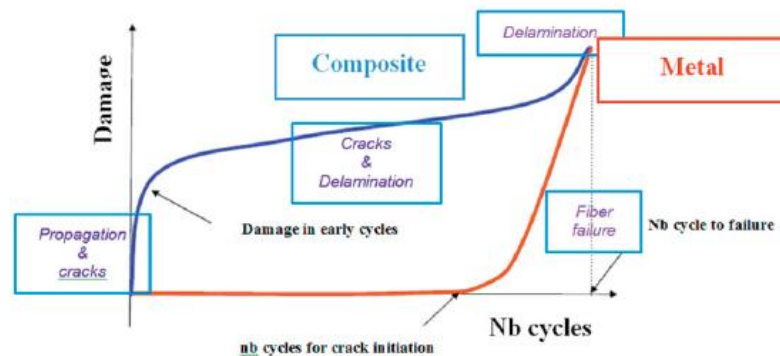


Figure.3.1. Comparaison des dommages cumulés entre composite et métal [31].

La figure 3.1 décrit schématiquement la comparaison entre l'accumulation de dommages dans les matériaux composites et dans les matériaux homogènes, en fonction du nombre de cycles. D'après **M. Kaminski** [33] une partie relativement importante de la résistance à la fatigue totale des métaux est consacrée au stade de détérioration progressive et invisible c.-à-d. dommages à l'échelle mésoscopique, tels que: cellules de dislocation, bandes de glissement persistantes, etc...

Il n'y a pas de réduction significative de la rigidité des métaux pendant le processus de fatigue. La dernière étape du processus commence par la formation de petites fissures, qui sont la seule forme de dommage observable. Ces fissures se développent progressivement et fusionnent rapidement pour produire une fissure importante conduisant à la défaillance finale du composant structural [34].

Au cours de la fatigue des composites, les dommages commencent en première étape après seulement quelques centaines de cycles de chargement ou même pendant le premier cycle de chargement pour un niveau de contrainte élevé. La première étape est suivie d'une seconde étape de dégradation très progressive du matériau, caractérisée par une réduction progressive de la rigidité apparente. Des dommages plus graves apparaissent au troisième stade, tels que des ruptures de fibres et une croissance instable du délaminage, finalement à une grande défaillance [34].

III.2.1. Fatigue des composites en comparaison avec les métaux :

L'étude du comportement mécanique d'un matériau sous un chargement cyclique est plus importante car dans la réalité la majorité des structures mécaniques sont travaillées sous

chargements variables. La réponse des composites endommagés au chargement cyclique est également très différente de celle des métaux. La capacité des matériaux composites à résister aux charges cycliques est supérieure à celle des métaux, contrairement à la faible résistance statique des matériaux composites en cas de dommages ou de défauts.

La figure 3.2 présentée par **R.E. Horton et al** [35] montre une comparaison de la réponse à la fatigue des éprouvettes normalisée entaillées d'un métal aérospatial commun en aluminium 7075-T6 et d'un stratifié carbone / époxy. La résistance à la fatigue du composite est beaucoup plus élevée par rapport à sa résistance statique. Le seuil de fatigue des composites représentant un pourcentage élevé de leur résistance statique.

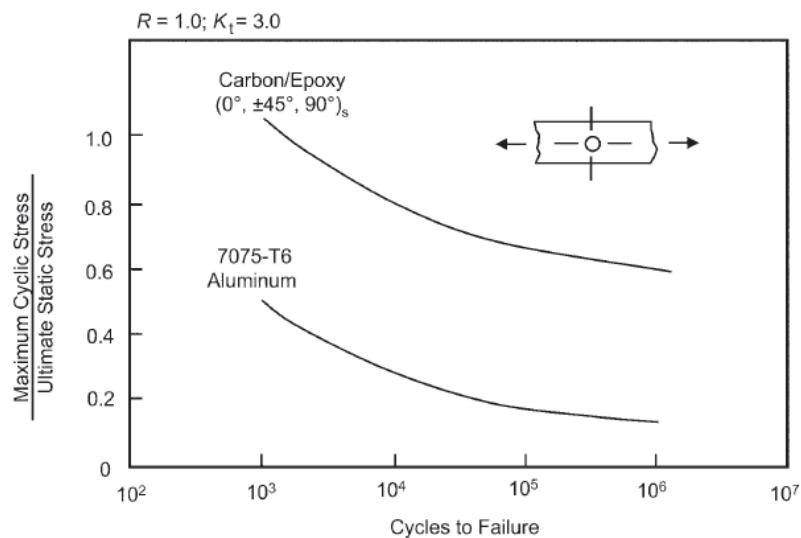


Figure.3.2. Résistance à la fatigue des éprouvettes normalisée entaillées d'un composite stratifié et d'un alliage d'aluminium [35].

Kamiski et al. [31] est aussi présenter une comparaison de la résistance à la fatigue pour différents matériaux composite et métalliques, Pour les composites à hautes performances, la résistance à la fatigue en traction est supérieure à celle des matériaux métalliques tels que les alliages de titane ou d'alliage d'aluminium, comme le montre la figure 3.3.

On peut observer que le matériau composite à fibre de carbone peut supporter dix fois la résistance en fatigue à 10^7 cycles par rapport à l'alliage d'aluminium.

On peut également voir sur la figure 3.3 que, pour ce type de composite, le comportement est quasi linéaire avec une courbe monotone et plate qui indique une absence de plasticité en comparaison avec des matériaux métalliques.

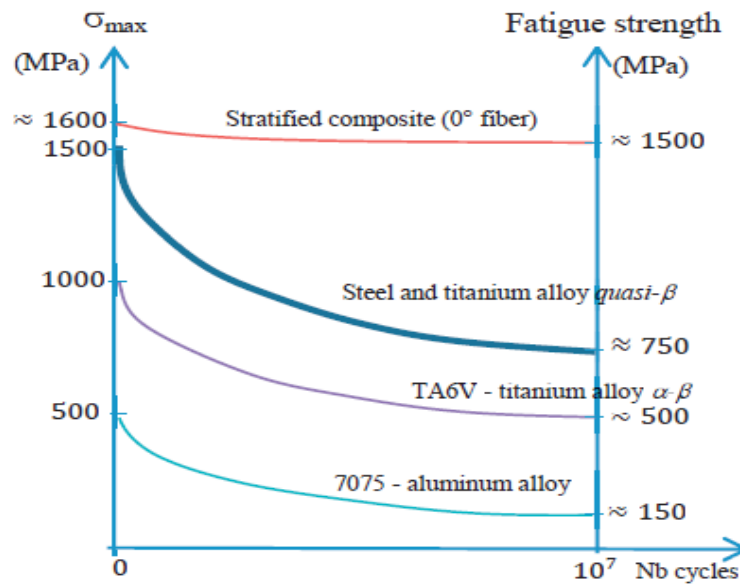


Figure.3.3. Comparaison de la résistance à la fatigue pour différents matériaux [31].

Comme mentionné précédemment, les métaux et les composites se comportent différemment sous l'effet de la fatigue. **Bathias** [36] a élaboré un travail à la comparaison des dommages causés par la fatigue entre les métaux et les matériaux composites, et a souligné quelques différences importantes entre les métaux et les composites à hautes performances. Les principales différences sont résumées comme suit, Les matériaux composites présentent une meilleure résistance à la fatigue que les métaux.

R .E. Horton et al [35] : travaillé spécialement sur les matériaux utilisés dans le domaine aérospatial. et présenter dans la figure 3.4 une comparaison de l'efficacité structurelle globale dans le domaine aérospatiale des plusieurs matériaux : Carbone /époxy, Titane (Ti-6Al-4V) et l'aluminium (7075-T6), on remarque que le composite (carbone /époxy) est plus efficace que les métaux.

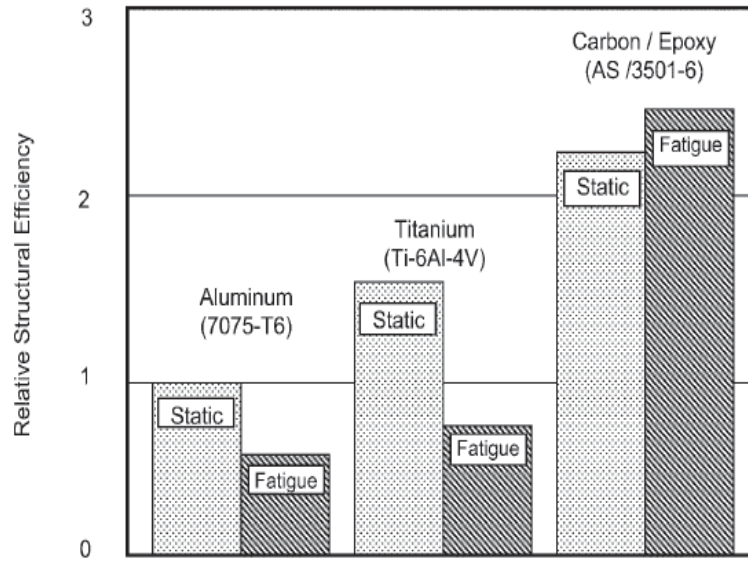


Figure.3.4. Efficacité structurelle relative des matériaux aéronautiques [35].

La corrosion des alliages d'aluminium est un coût important et un problème de maintenance constant pour les avions commerciaux et militaires. La résistance à la corrosion des composites peut entraîner des économies importantes sur les coûts. Les composites en fibres de carbone provoquent une corrosion de l'aluminium si les fibres sont en contact direct avec la surface métallique, mais le collage d'une couche d'isolation en tissu de verre sur toutes les interfaces en contact avec l'aluminium élimine ce problème.

La résistance à la fatigue des composites comparée aux métaux à haute résistance est illustrée à la figure 3.5. Tant que des niveaux de contrainte raisonnables sont utilisés lors de la conception, la fatigue des composites en fibres de carbone ne devrait pas être un problème.

Les coûts d'assemblage peuvent représenter jusqu'à 50% du coût d'une structure fabriquée en métal. Les composites offrent la possibilité de réduire considérablement le travail de montage et le nombre de fixations requises. Les pièces de détail peuvent être combinées en un seul ensemble durci, soit pendant le durcissement initial, soit par collage secondaire.

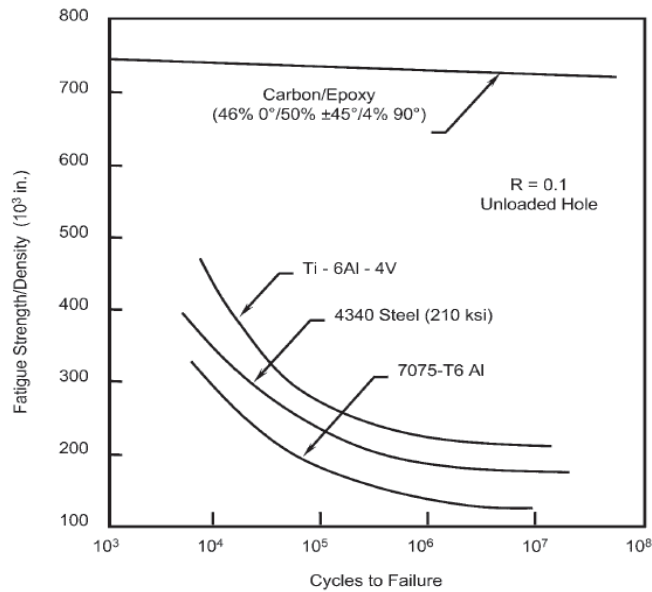


Figure.3.5. Propriétés de fatigue des matériaux aéronautiques [35].

III.2.2. Le rapport de fatigue

Le facteur de fatigue ou le rapport de fatigue (σ_d / R_m) est défini comme le rapport entre la résistance à la fatigue en traction- traction ($0 < R < 1$) et la résistance à la traction statique maximale, **Thomas Jollivet et al** [32] ont présentés dans leurs travaux que La forme de la courbe de fatigue dans les composites conduits à un facteur de fatigue plus important pour les matériaux composites que pour les matériaux métalliques. Le tableau 3.1 présente différentes valeurs du facteur de fatigue entre les matériaux composites et les matériaux métalliques, ce qui montre la disparité des résultats en fonction de l'orientation et des types de composites.

	<i>Fibre/Matrice</i>	<i>Les couches</i>	<i>résistance ultime à la traction</i>	<i>Limite de fatigue (tension 10⁶ cycles)</i>	σ_d / R_m
<i>Composites</i>	T300 / 815-V140	0°	80	50	0.66
	T300 / 828-Z	0°	100	60	0.60
	AS4 / 3501-6	[0/90 ₂] _s	779	440	0.56
	HTA / MY 720	[0 ₂ /90 ₂ /0 ₂ /90 ₂] _s	850	700	0.82
	T300 / 934	Tissu	645	450	0.70
	ST3 / MY720 LY556	[0 ₂ /90 ₂ /0 ₂ /90 ₂] _s	1150	800	0.70
	T300 / 5208	[90/30/90/30] _s	412	200	0.48
	AS4 / 5208	[90/30/90/30] _s	421	200	0.48
<i>Métaux</i>	AU4G	-	-	-	0.25
	TA6V	-	-	-	0.55
	30NCD16 (1200MPa)	-	-	-	0.50
	30NCD16 (1800MPa)	-	-	-	0.40

Tableau.3.1. Valeurs du facteur de fatigue des matériaux composites et des métaux [16 ,37].

Thomas Jolliveta et al [32] ont constaté que l'effet d'entaille est moins d'importance pour les matériaux composites que pour les matériaux métalliques. En compression, les chargements cycliques génèrent des dégâts importants avec une diminution de 30% de la résistance à la fatigue du composite par rapport au métal. Dans le cas de la mécanique composite, des caractérisations en traction, en traction / compression et en compression sont nécessaires pour déterminer le facteur de sécurité à utiliser dans la conception en fatigue. Cette perte de propriété en compression montre qu'il est préférable d'appliquer le composite dans des environnements soumis à des contraintes de traction.

Cette comparaison entre le métal et les matériaux composites ne peut être limitée à la présentation et à la comparaison des courbes S-N et de la forte influence de l'anisotropie. Il convient de continuer sur le concept de dommages cumulatifs requis pour la conception en fatigue. Le comportement non linéaire des matériaux organiques ne permet pas d'appliquer la loi de Miner définie en 1945 pour les matériaux métalliques [37].

C. BATHIAS [36] il a été démontré que le rapport de fatigue est toujours supérieur à 0,4 et peut atteindre 0,9 pour le PRFC (Polymère renforcé de fibre de carbone). Ces valeurs sont comparables à celles trouvées pour les métaux, c'est-à-dire moins de 0,5% et seulement 0,3% pour les alliages d'aluminium.

La résistance à la fatigue des matériaux composites est beaucoup plus faible en compression – compression ($R > 1$) qu'en traction-traction ($0 < R < 1$), alors que c'est le contraire pour les alliages métalliques. La fatigue en compression-traction est plus rapide que la fatigue en traction-traction et est la condition de chargement la plus préjudiciable à la fatigue des composites. Notez que le rapport (σ_d / R_m) sous chargement en compression peut être aussi inférieur à 0,3 pour certains matériaux composites.

En flexion, le comportement des matériaux composites est difficile à déterminer en raison de la multitude de dommages (Fissures transversales dues à la charge de traction, la déformation de la fibre due à la compression). De ce fait, la fatigue des matériaux composites est un phénomène complexe. Par exemple, même si la résistance à la compression d'un composite est généralement inférieure à la résistance à la traction et si le composite est moins endommagé par une charge de compression, un effet de l'endommagement de traction sur la résistance à la compression peut être observé.

III.3. Les facteurs influençant sur la résistance à la fatigue

III.3.1. La diversité d'architecture des fibres

M. Kaminski [33] travailler sur le point de la diversité d'architecture d'un composite de même type de fibre et matrice, et conclure que malgré leurs performances élevées en fatigue, les composites ne sont pas totalement loin aux dommages dus à la fatigue, en raison, essentiellement, de la diversité des configurations (types de fibres, de résine et de couches), comme observé dans la figure 3.6 qui présente une comparaison de différentes architectures en ce qui concerne les performances en fatigue pour un composite de fibre de verre de même type de résine avec diverses architectures.

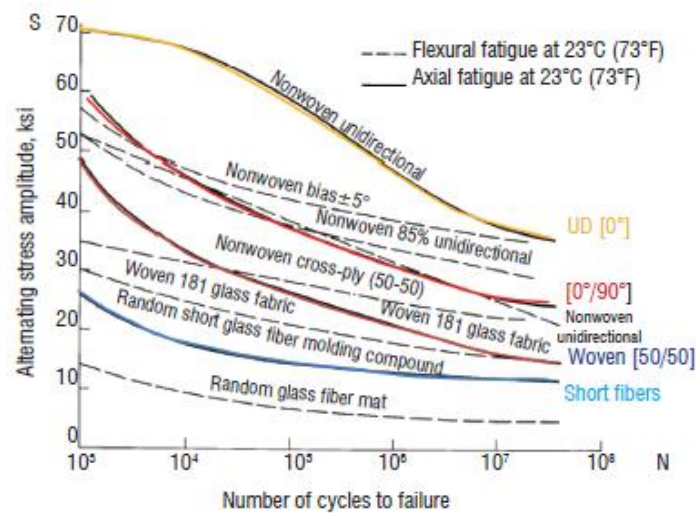


Figure.3.6. Résistances à la fatigue comparatives d'un composite de verre de même résine avec diverses architectures de fibres (UD, tissés, stratifiés) [38].

Thomas Jolliveta [32] présenter aussi une analyse sur la figure 3.6 et conclure dite qu'en termes de dommages, les dommages apparaissent non seulement à la surface, mais aussi à l'intérieur du matériau. Son type dépend donc de l'anisotropie du matériau et pas seulement du chargement. La viscosité et la ductilité de la matrice peuvent être des paramètres influents en fatigue. L'impact peut également être un facteur important de la fatigue. D'autres paramètres tels que la nature de la fibre, la longueur de la fibre, le type de dimensionnement et le type d'orientation peuvent également jouer un rôle important dans l'anisotropie du matériau et peuvent conférer au matériau des propriétés différentes.

III.3. 2. Le rapport de charge R

L'effet du rapport de charge est important sur le phénomène de fatigue d'un matériau composite. D'après **Lorrain 1994** [39] des phénomènes d'instabilité en présence de délaminage ou de déchaussement de fibres en cas des sollicitations de compression.

Lachaud 1997 [40] réalisé des travaux avec des sollicitations de compression sur des matériaux composites de fibres longues et trouvé les mêmes phénomènes d'instabilité de **Lorrain 1994** [39] et conclure que la ruine brutale de la structure peuvent entraîner par le flambage local ou global des fibres.

Goupillaud 1998 [41] conclut aussi sur le fait qu'en augmentant les contraintes maximales, on augmente la cinétique d'endommagement.

Bezazi 2001 [42] en conclut que plus on diminue l'amplitude en contrainte, plus on augmente la durée de vie de la structure.

Van Papaegem 2002 [43] observé que lors d'un essai de fatigue en flexion, les 2 parties supérieure et inférieure de la fibre neutre sont sollicitées simultanément en traction et en compression à chaque cycle de fatigue de ce fait, il y a une multiplication des phénomènes d'endommagement dans la structure.

A cet effet les conditions de chargement mécanique influent fortement l'endommagement.

Kadi 1994 [44] aussi étudié l'influence du rapport de charge sur l'endommagement par des expériences de fatigue en traction, sur un matériau composite verre/époxy pour divers orientations de fibres, avec plusieurs rapports de charges différents comme représenter dans la figure 3.7

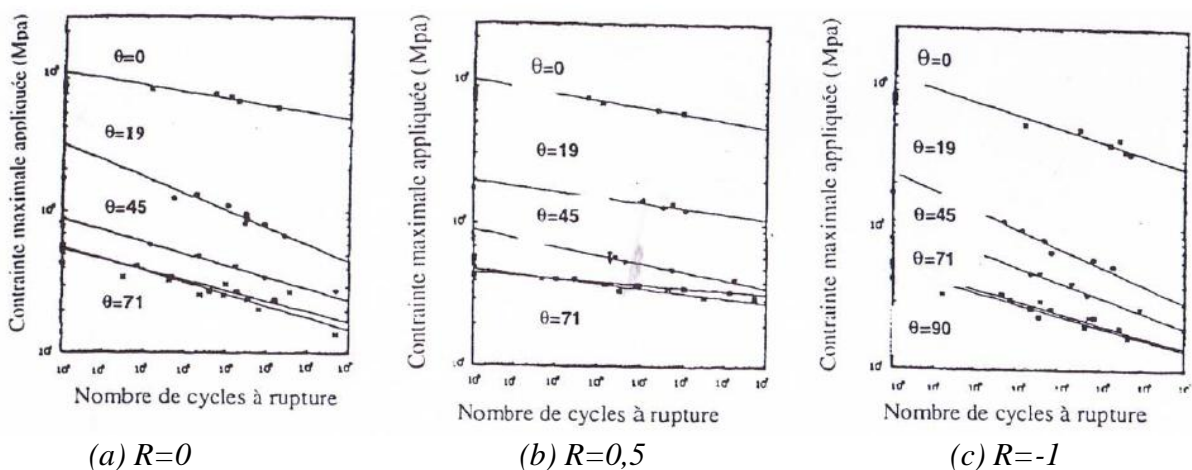


Figure.3.7. Expérience avec (a) $R=0$, (b) $R=0,5$ et (c) $R=-1$ [44].

L'analyse des courbes présenter dans la figure 3.7 donne :

-Pour $R=-1$: les pentes des courbes sont importantes, et les éprouvettes sollicités avec ce rapport sont plus sensible a l'endommagement.

-Pour $R=0$ et $0,5$: les pentes des courbes sont faibles par rapport au éprouvettes sollicités au $R=-1$,

Reis et al 2009 [45] ont Présenté un récent travail sur la fatigue des composites stratifiés carbone / époxy comportant douze couches bidirectionnelles tissées. Les essais de fatigue ont été effectués avec une fréquence de 10 Hz et à température ambiante. Le comportement en fatigue a été étudié pour différents rapports de contrainte et pour des charges de bloc d'amplitude variable. La durée de vie en fatigue des échantillons soumis aux tests de chargement en bloc a été modélisée selon la loi de Palmgren-Miner et en tenant compte de l'effet du rapport de contrainte. Les essais de fatigue ont été effectués à amplitude de contrainte constante pour six rapports de contrainte (R). Les résultats sont représentés graphiquement au figure 3.8 (a) et (b) en termes d'amplitude de contrainte en fonction du nombre de cycles jusqu'à rupture et contrainte maximale en fonction du nombre de cycles à rupture, respectivement.

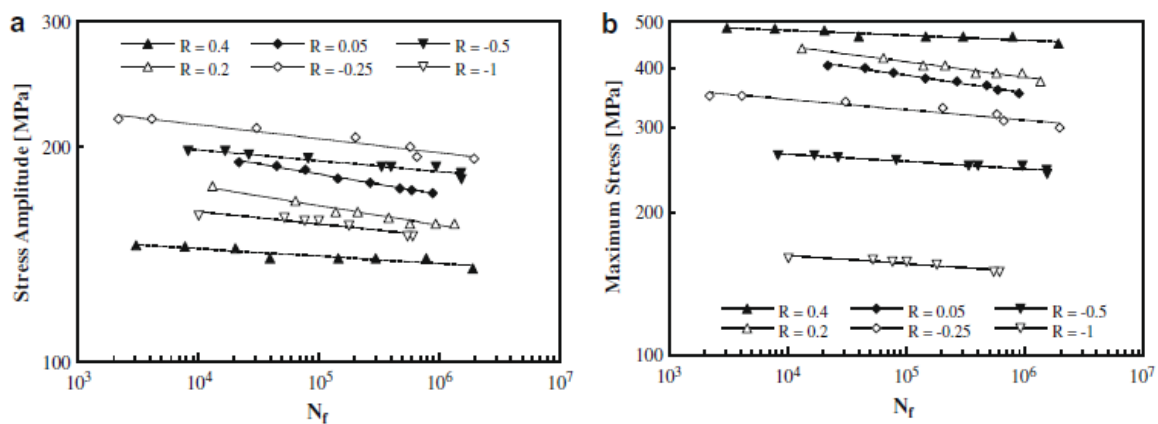


Figure.3.8. Courbes $S-N$ pour différentes contraintes moyennes: (a) amplitude de contrainte en fonction du nombre de cycles à la rupture; (b) contrainte maximale en fonction du nombre de cycles à la rupture [45].

Reis et al [45] concluent que les résultats trouvés confirment la tendance rapportée dans la littérature selon laquelle la résistance à la fatigue exprimée en contrainte maximale augmente avec les valeurs de R , même pour les valeurs négatives. L'effet du stress moyen observé dans ce cas est très important. Les tests de rapport de contrainte négatif présentent une diminution de la résistance à la fatigue en raison de la résistance à la compression plus faible des composites stratifiés et de différents mécanismes de défaillance. Lorsque la résistance à la fatigue est quantifiée en termes d'amplitude de contrainte, elle diminue avec l'augmentation

du rapport de contrainte pour les valeurs positives. Cependant, pour les valeurs de R négatives, une diminution de la résistance à la fatigue a également été observée, conséquence de la résistance à la compression finale beaucoup plus faible associée aux mécanismes de défaillance. et les parties en traction et en compression du cycle de contraintes ne contribuent pas de manière égale aux dommages du composite. Les charges de compression produisent des dommages plus importants et réduisent par conséquent considérablement la durée de vie en fatigue.

III.3. 3. Effet de la fréquence

Sun et Chan, 1979 [46] ont effectués des tests de variations des Fréquence sur du composite a fibre de carbone renforcé en plastique pour observé leur effet sur le comportement en fatigue.ils ont remarqués que des élévations de température locales importantes peuvent se produire même avec des charges appliquées faibles avec l'apparition de dommages progressifs comme illustré à la figure 3.9.

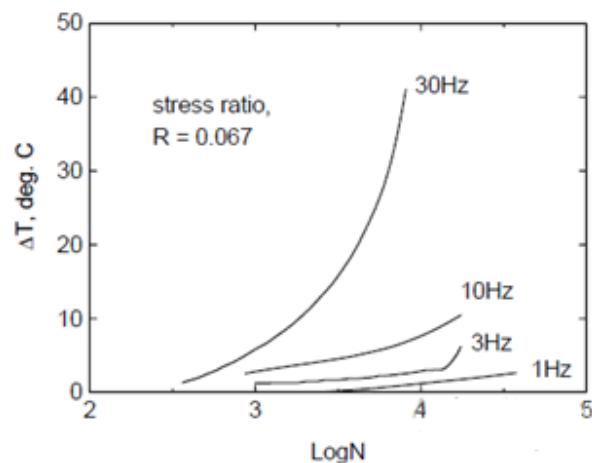


Figure.3.9.Élévation de la température de l'échantillon lors du cyclage à différentes fréquences: stratifié à 8 plis ± 45 CFRP [46].

Sims et Gladman (1978, 1980) [47] ont essayé de résoudre le problème en étudiant le comportement en traction et en traction répétée ($R = 0,1$) des stratifiés verre / époxy à une vitesse d'application constante de la contrainte au lieu d'une fréquence d'essai constante, ce qui évite la confusion du taux de chargement variable dans le test de fatigue à fréquence constante.

En surveillant l'augmentation de la température de l'échantillon au cours des essais à différentes vitesses de chargement, ils ont pu montrer que la dépendance en température de la résistance à la traction du composite était directement transposée à la résistance à la fatigue. Ils ont montré que des essais de fatigue à différentes vitesses pouvaient être normalisés par

rapport à la résistance à la traction mesurée à la même vitesse d'application de contrainte pour donner une courbe de fatigue principale, linéaire et unique. Les corrections apportent des différences substantielles dans l'interprétation des résultats de fatigue, en particulier à long terme. Leur modèle est valable pour les matériaux de différentes constructions et est également capable de prendre en compte les effets de l'humidité dans la modification des propriétés de traction.

Shaoxiong LIANG 2012 [48] réalisé des essais de fatigue à température ambiante sur des éprouvettes FE_090 et FE_45 (lin/époxy), avec des valeurs de fréquence différents pour voir l'effet de variété de la fréquence sur la fatigue du matériau composite. La température est mesurée au moyen d'une caméra infrarouge (IR) ThermaCAM SC3000 associée au logiciel ThermaCAMResearcher pour le traitement des résultats. Les résultats trouvés sont représenté dans la figure 3.10.

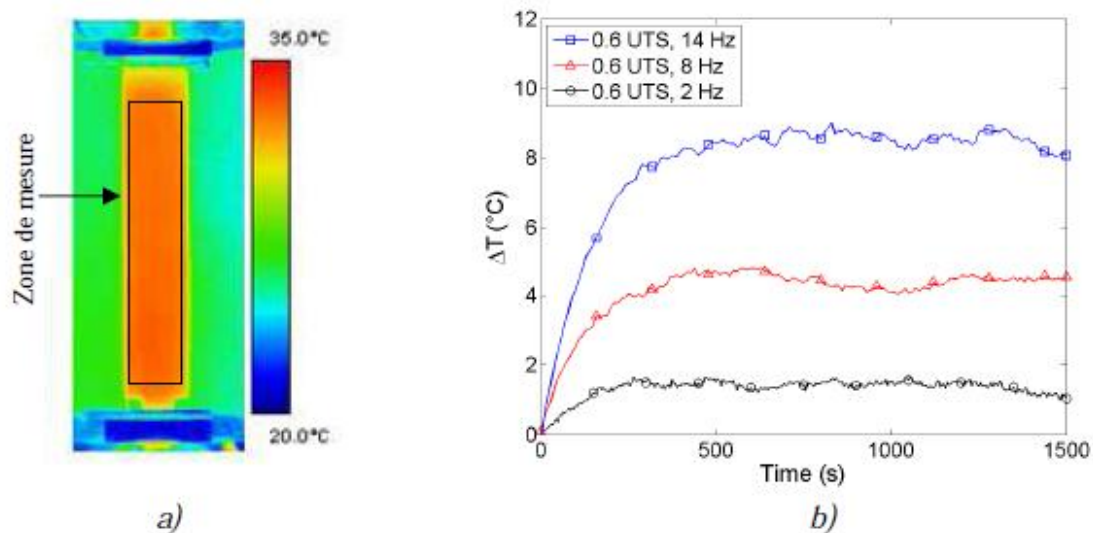


Figure.3.10. Mesure de la température avec des fréquences différentes:
a) zone de mesure ; b) Evolution de la température ΔT en fonction du temps [48].

On peut observer l'augmentation de la température pendant la fatigue du matériau on fonction de l'augmentation de fréquence, donc la résistance a la fatigue d'un matériau est subordonné à la fréquence applique du chargement.

La norme de fatigue **ISO 13003** [49] recommande une élévation maximale de la température du composite soumise à un chargement cyclique ne dépassant pas 10°C. Cependant, la fréquence de sollicitation (f) et le niveau de charge demeurent les paramètres à l'origine de cet échauffement. Afin d'identifier la fréquence d'essai adéquate, les études cités ci-dessus basée

sur les plans d'expérience pour mesurer l'influence du couple fréquence et niveau de charge sur l'augmentation de température de l'essai.

L'augmentation de la température de l'éprouvette donnée par :

$$\Delta T = T_{\text{Eprouvette}} - T_{\text{Ambiante}}$$

III.3. 4. Effets des trous et des entailles

Vu l'importance des trous et des entailles et leurs influences sur le comportement en fatigue des matériaux composites, plusieurs études ont été faites pour préciser leurs effets sur la résistance à la fatigue. On présente chronologiquement une analyse sur certains des résultats des études.

Boller (1957, 1964) [50] est constaté que dans les composites en verre renforcé en plastique (VRP), les entailles tranchantes étaient plus dommageables que les trous percés, mais que les entailles avaient généralement peu d'effet sur la résistance à la fatigue en raison d'hétérogénéité du matériau (grand nombre de sites non liés entre eux présents dans le matériau). Il a également montré que les petits trous n'avaient pas d'effet sur le comportement en fatigue de longue durée, probablement parce que les dommages progressifs éliminaient rapidement la concentration de contrainte due au trou.

Owen et Bishop (1972) [51] ont montré que les trous sont efficaces pour initier des dommages par fatigue et qu'ils n'affectent pas toujours la défaillance finale. Ils ont constaté qu'un trou circulaire engendré une concentration de contrainte au début des dommages avec une réduction du facteur de la résistance à la fatigue compris entre 2 et 4 dans de nombreux matériaux VRP et jusqu'à 10 dans un VRP unidirectionnel. Ils ont également été en mesure de prédire avec assez de précision la résistance à la fatigue provoquée par l'apparition des dommages à partir d'une connaissance des propriétés d'échantillons simples et d'une analyse de contrainte du trou.

Prabhakaran et Sridhar (1975) [52] ils ont faites des études sur l'effet des entailles dans un composite VRP, et confirment que les valeurs du facteur de réduction de la résistance à la fatigue (K_f) ont chuté au cours du cycle.

Shütz et Gerharz (1977) [53] ont montré que l'effet des entailles dans un stratifié carbone/époxy ($0_2, \pm 45, 0_2, \pm 45, 90$)_S changeait au cours du cycle de manière à éliminer presque totalement la concentration de contrainte, alors que l'effet inverse se produit pendant le cycle de fatigue des métaux. Cette neutralisation progressive des entailles, qui s'accompagne souvent d'une augmentation de la résistance résiduelle, se produit par divers mécanismes d'endommagements, notamment des fissurations longitudinales en couches à 0°

tangentielles au trou. L'effet de l'entaille peut même entraîner des fissures en dehors de la section contenant le trou.

Harris et al, (1977) [54] ils ont également été observé le même effet de l'entaille observé par [26] dans des composites aléatoires à fibres courtes tels que les composites en polyester.

Lee et Phillips (1981) [55] montre dans la figure 3.11 une illustration des différents degrés de sensibilité à l'entaille de certains stratifiés en PRFC pratiques. Dans ce diagramme, la ligne droite représente le comportement d'un matériau totalement insensible à la présence d'une entaille, ils ont remarqués que pas d'effet d'entaille pour un composite stratifié $[(\pm 45)_2]_S$ par contre pour les deux autres matériaux qui se situent au-dessous de la droite est alors une indication de la sensibilité à l'entaille.

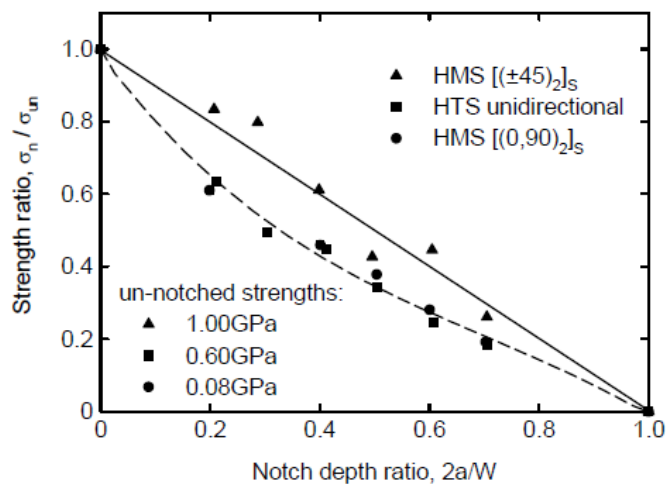


Figure.3.11. L'effet de l'entaille dans certains stratifiés de PRFC [55].

σ_n : Charge maximale divisée par la surface de la section transversale de l'échantillon.

σ_{un} : La résistance de l'éprouvette non entaillée.

2a : Longueur de l'entaille.

W : La largeur de l'éprouvette.

Curtis et Moore (1985) [56] ont montré que les composites en PRFC tissés étaient légèrement plus sensibles à l'entaille en fatigue que les composites non tissés.

Soutis, (1994) [57] montre clairement comment l'augmentation du pourcentage de couches à 0° augmente la sensibilité à l'entaille comme présenter dans la figure 3.12, le matériau utilisé est un carbone/époxy T800/924, les éprouvettes utilisées contenaient des trous circulaires plutôt que des entailles, mais l'effet est similaire à celui montré par **Lee et Phillips 1981**[55]. La ligne droite dans la figure représente un comportement insensible à l'entaille, et la courbe inférieure, qui correspond effectivement à la limite inférieure des courbes expérimentales, identifie la définition de la concentration de contrainte pour un trou circulaire.

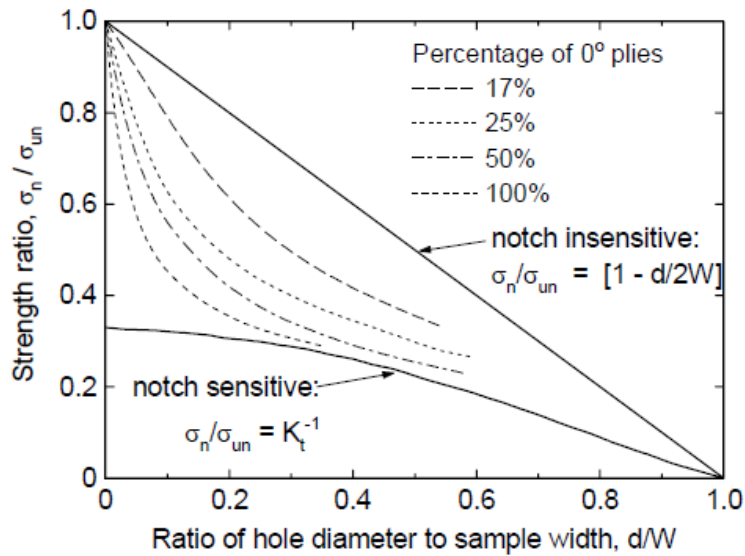


Figure.3.12. Résultats des résistances à la compression des stratifiés T800 / 924 CFRP de divers couches contenant des trous [57].

Xiao et Bathias (1994) [58] réalisés des essais expérimentaux sur des échantillons rectangulaires non entaillés et entaillés de trois stratifiés tissés de verre / époxy (deux orthotropes et un quasi-isotrope) ont été soumis à des chargements cycliques, avec un rapport de contrainte de 0,1 et une fréquence de 20Hz, à température ambiante, pour déterminé Les résistances à la fatigue de ces stratifiés, et l'influence du trou et la séquence d'empilement sur le comportement en fatigue. Les caractéristiques des trois stratifiés tissés étudiés sont citées dans le tableau 3.2.

Description du type	matériau	Couches du stratifié	Epaisseur (mm)
WGE-1	verre/époxy	[0/0/+45/0/0/-45/90/90]	3.3
WGE-2		[0/ +45/0/90/0/-45/90/0]	3.3
WGE-3		[0/0/ +45/ +45/-45/-45/90/90]	3.3

Tableau.3.2.Caractéristiques des trois stratifiés tissés étudiés [58].

Les résultats des essais représentées dans les figures (3.13), (3.14) et (3.15) montrent que :

- les stratifiés non entaillés et entaillés ont le même rapport entre la résistance à la fatigue et la résistance monotone à la traction (UTS);
- Les stratifiés entaillés ont une durée de vie en fatigue légèrement plus longue que les stratifiés sans entaille.

Les résultats montrent également que les stratifiés orthotropes et quasi-isotropes ont des résistances à la fatigue différentes,

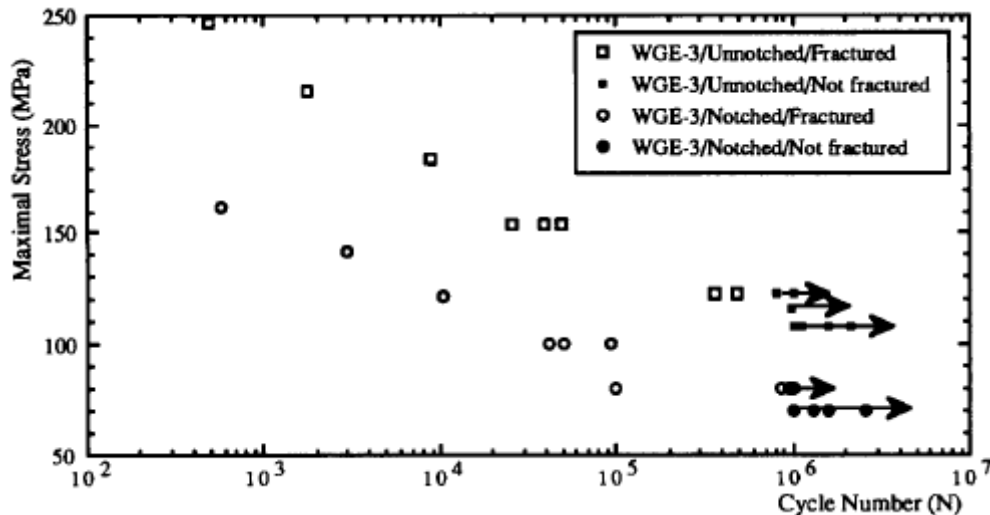


Figure. 3.15. Courbe S-N des éprouvettes entaillés et non entaillés du composite WGE-3[58].

A la fin les auteurs ont montré que le taux de fatigue des composites verre/époxy renforcés par du tissu n'a pas été affecté par la présence d'entailles.

Et **Kawai et al. (1996)** [59] ont comparé le comportement des composites nylons et époxy renforcés de fibres de carbone tissées. Ils ont constaté que les échantillons non entaillés de carbone/nylon présentaient une résistance à la fatigue supérieure à celle du matériau carbone/époxy, alors que quand les entailles ont été introduites, la performance relative des deux matériaux a été inversée.

III.4. L'évolution de la température lors la fatigue des matériaux composites

Plusieurs études ont démontré qu'en raison des frottements à l'échelle atomique, les matériaux sollicités en fatigue ont tendance à s'échauffer. **Curti (1989)** [60], et **Toubal (2004)** [61] réaliser des études dans ce sens a l'aide de l'appareil thermographie infrarouge pour suivi l'évolution de la température au long de la durée de vie du matériau, ils ont montré que cette évolution est passé par trois phases :

Phase 1 : augmentation de la température.

Phase 2 : stabilisation.

Phase 3 : augmentation rapide

Ces phases sont représentées par **Fargione (2002)** [62], dans la figure 3.16.

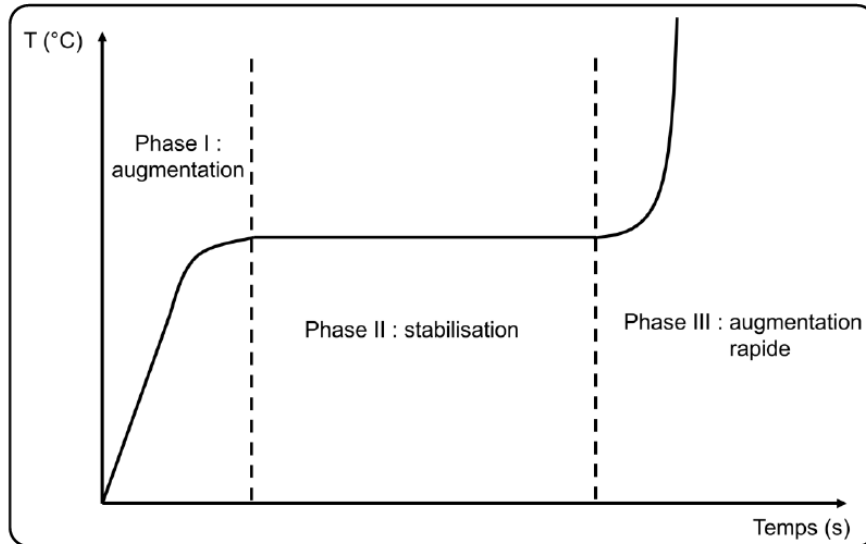


Figure.3.16. Evolution de la température en fatigue [62].

III.5. Modèles de cumul d'endommagement à deux niveaux de chargement (deux blocs de chargement)

Plusieurs recherches ont été effectuées et continuent jusqu'à présent afin de développer des modèles d'endommagement pour évaluer la durée de vie des différents matériaux composites, cette partie présente quelques recherches dans ce domaine.

- **W.X. Yao a, N. Himmel b (2000)** [63], ont été effectués une étude afin de développer un modèle de cumul d'endommagement par fatigue pour prédire la durée de vie en fatigue des plastiques renforcés (FRP) soumis à une charge de fatigue d'amplitude variable. Ils sont supposés que les dommages de fatigue cumulés causés par le chargement cyclique sont proportionnels à la perte de résistance du matériau, et que l'état de détérioration dans les stratifiés peut être décrit de manière phénoménologique par la résistance résiduelle. Certains résultats expérimentaux obtenus avec chargement variable sont utilisés pour évaluer le modèle.

La formule mathématique du modèle proposé est donnée par la relation suivante :

$$\Delta D_j = \left(\frac{1}{R(0) - S_j} \right) [R(j_{eff}) - R(j_{eff} + 1)] \quad (3.1)$$

Avec

ΔD_j : l'endommagement du matériau après j^{eme} cycles.

$R(0)$: la résistance statique du matériau.

S_j : Contrainte appliqué.

$R_{j_{eff}}$: Contrainte résiduelle sous l'amplitude constante S_j et après j_{eff} cycles.

j_{eff} : nombre des cycles equivalents au $j-1$ cycles.

Une étude comparative à été faite pour la prévision de la durée de vie à l'aide du modèle proposé et les résultats expérimentaux effectués par **Broutman et Sahu** [64] sur le stratifié Verre/époxy. Les prévisions basées sur la règle de Palmgren-Miner (P-M) et le modèle d'accumulation des dommages de fatigue proposé sont présentées dans la figure 3.17.

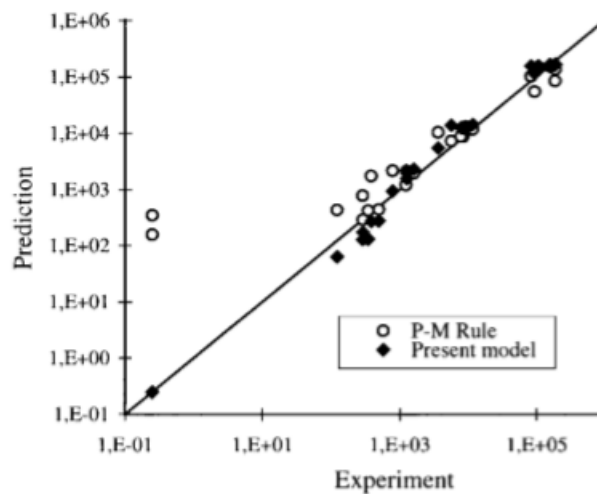


Figure.3.17 Fatigue des stratifiés verre / époxy: comparaison des prévisions de durée de vie et des résultats expérimentaux [63].

D'après la figure 3.17, **W.X. Yao et al** [63] ils ont constaté que les deux modèles sont assez précis. Il convient de mentionner qu'il existe deux points de données de test pour une charge faible et élevée, pour lesquels les échantillons échouent lorsque le niveau de contrainte est modifié du premier bloc à faible contrainte au second bloc à forte contrainte. Ce phénomène ne peut pas être prédit par la règle de P-M, mais il peut être facilement expliqué par le modèle présenté dans cette étude car le bloc à faible contrainte provoque des dommages dans les spécimens.

Harris et ses collaborateurs [65,66] ont présenté une grande quantité de données expérimentales sur le PRFC. Les résultats expérimentaux pour le chargement par bloc peuvent également être utilisés pour évaluer le modèle de dommage cumulatif par fatigue présenté par **W.X. Yao et al** [63].

Les dommages de fatigue causés par un chargement en compression sont plutôt différents d'un chargement en traction. En cas de délaminage par chargement en compression, il est beaucoup plus probable que des flambages des plis se produisent. Pour les échantillons qui

échouent sous un chargement en compression, il est raisonnable de supposer que la résistance résiduelle est une fonction de puissance avec un exposant inférieur à 1. Une comparaison à été faite entre les résultats de la durée de vie obtenue à l'aide du modèle proposé par **W.X. Yao et al** [63] et les résultats expérimentaux de **Adam T et al** [65], cette comparaison est représenté dans a figure 3.18.

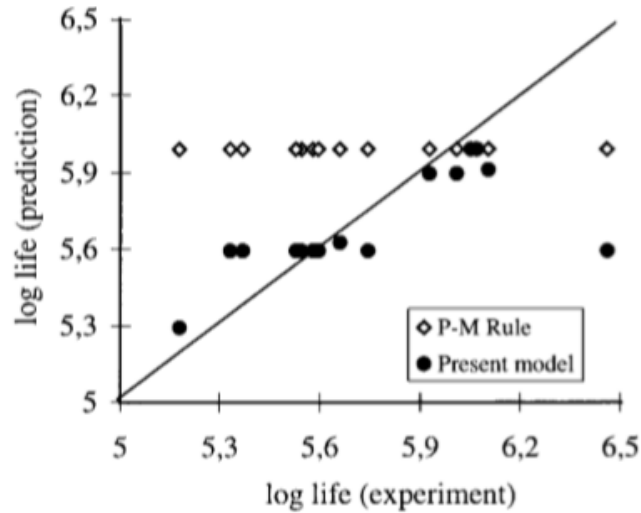


Figure.3.18 Fatigue des stratifiés en Carbone/Epoxy: Comparaison entre les résultats expérimentaux [65] et les prévisions de durée de vie en fatigue [63].

Le modèle de **W.X. Yao et al** [63] est basé sur les hypothèses fondamentales selon lesquelles la «perte de résistance» reflète de manière phénoménologique les dommages dans les stratifiés et que l'état de dégradation dans les stratifiés peut être exprimé par la résistance résiduelle instantanée. La comparaison avec les données expérimentales d'essais de fatigue pour Verre/époxy et Carbone/Epoxy, donné une bonne corrélation avec les prévisions trouvé par le modèle développé.

- **M.S.FOUND and M.QUARESIMIN 2003** [67] ont été travaillé sur un stratifié de carbone/Epoxy sous des chargements variables (chargement à deux bloc), le modèle élaborer est non linéaire donné par l'expression suivante :

$$\left(\frac{n_1}{N_1}\right)^{(1-s_2)/(1-s_1)} + \left(\frac{n_2}{N_2}\right) = 1 \quad (3.2)$$

Ou :

$$S_1 = \frac{\sigma_1}{\sigma_{uts}} \text{ et } S_2 = \frac{\sigma_2}{\sigma_{uts}} \quad (3.3)$$

σ_1 : Contrainte appliqué correspondant au premier niveau de chargement (Premier Bloc).

σ_2 : Contrainte appliqué correspondant au premier niveau de chargement (Premier Bloc).

σ_{uts} : la résistance ultime à la traction du matériau.

Les résultats obtenus sont représenté dans la figure suivante :

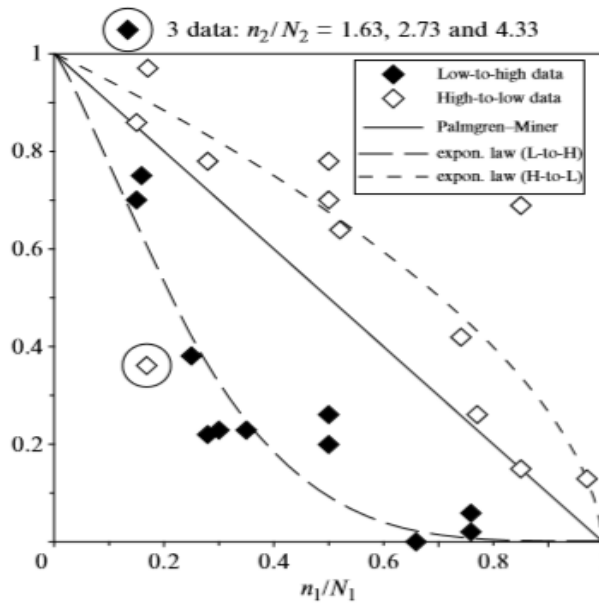


Figure.3.19 Comparaison entre les Résultats expérimental et la prévision de la durée de vie sous un chargement à deux niveaux de contraintes variables (Chargement à deux blocs) [67].

- **Jayantha A. et al 2005** [68] : une autre étude à été faite aussi par, pour formuler un modèle de cumul d'endommagement par fatigue pour un chargement variable.

Le modèle à été testé à l'aide de données expérimentales indépendantes et les prévisions concordaient parfaitement avec ces données. Il a été constaté que le modèle donnait des valeurs d'endommagement plus proche de l'unité que Palmgre-Miner et les modèles proposés par **Broutman et Sahu** [64] et **Hashin et Rotem**[69]. Ils ont supposé que le processus d'accumulation des dommages ne soit pas linéaire par rapport au nombre de cycles, ils ont proposé la fonction $F(n/N)$ sous la forme:

$$F\left(\frac{n}{N}\right) = \left[1 - \left(\frac{n}{N_{\sigma n}}\right)^{\beta}\right]^{\beta} \quad (3.4)$$

n : nombre de cycle en fatigue, N : Durée de vie en fatigue (cycles) du matériau au σ_{\max} .

B : constante du matériau, σ_n : contrainte maximale appliquée à la $n^{\text{ième}}$ étape de chargement.

Le modèle proposé a été testé par rapport à plusieurs données de fatigue, publié dans la littérature et s'est avéré être en bon accord. Ces résultats sont présentés dans les tableaux 3.3 et 3.4 inclus et à la figure 3.20. D'après **J.A. Epaarachchi et al** [68] toutes les données sur la fatigue présentent une dispersion significative, ce qui est normal pour les composites en fibres de verre. Cette dispersion reflète la non-homogénéité présentée dans les lots de matériaux, même si les éprouvettes proviennent du même stock. Les résultats de calcul des endommagements par le modèle proposé et les résultats expérimentaux sont présentés dans le Tableau 3.3

Experimental					Calculé		Palmgren–Miner	Broutman et Sahu [6]	Hashin et Rotem
Teste n°.	s_1 (MPa)	s_2 (MPa)	n_1	n_2	$s_{\text{(res)}}$ après n_1 (MPa)	(D_{s_2})			
1	386	241	250	192,000	437	1.15	1.62	1.36	1.30
2	386	241	100	193,000	463	1.09	1.33	1.14	1.14
3	386	289	250	5840	437	0.83	0.9	1.31	0.65
4	386	289	100	11,970	463	0.92	1.02	1.12	0.86
5	386	337	250	1250	437	0.94	1.01	1.22	0.87
6	386	337	100	1635	463	0.93	0.87	1.09	0.75
7	337	241	1000	86,000	448	0.93	0.91	1.19	0.72
8	337	241	249	162,500	469	1.03	1.05	1.05	0.97
9	337	289	1000	8670	448	0.89	0.99	1.13	0.89
10	337	289	249	8000	469	0.82	0.64	1.03	0.59
11	289	241	9996	96,500	425	1.01	1.24	1.16	1.18
12	289	241	1999	110,800	463	0.96	0.78	1.03	0.73
13	241	289	49,938	3730	431	0.75	0.64	0.91	0.63
14	241	289	19,975	9490	454	0.89	0.76	0.96	0.82
15	241	337	49,938	391	431	0.70	0.45	0.77	0.63
16	241	337	19,975	804	454	0.79	0.44	0.89	0.60
17	241	386	19,975	124	454	0.84	0.37	0.73	0.67
18	289	337	9996	293	425	0.66	0.8	0.7	0.87
19	289	337	1999	1290	463	0.88	0.66	0.94	0.75
20	289	386	1999	355	463	1.12	0.86	0.79	1.09
21	337	386	1000	297	448	1.12	1.01	0.69	1.15
22	337	386	249	503	469	1.22	1.12	0.92	1.24

Tableau 3.3 : L'endommagement calculé par le modèle proposé et les résultats expérimentaux publiés par Broutman and Sahu [64] pour Verre/Epoxy [68].

Experiment					Calculated		Palmgren–Miner sum	Broutman and Sahu	Hashin and Rotem
s_1 (MPa)	s_2 (MPa)	n_1	n_2		$s_{\text{(res)}}$ after n_1	Sum D_{s_2}			
			Mean	Std. dev.					
539	654.5	10,000	2031	2983	739.4	1.1	0.8	0.97	1.01
654.5	539	500	33,049	3012	757.1	1.0	0.8	0.76	0.71
577.5	654.5	5000	3240	2986	746.1	1.1	1.1	1.18	1.24
654.5	577.5	500	21,450	14,742	757.1	1.0	0.9	0.86	0.81

Tableau 3.4 : L'endommagement calculé par le modèle proposé et les résultats expérimentaux publiés par Hwang et Han- [70] sur le composite unidirectionnel verre / Epoxy [68].

Les résultats de la résistance résiduelle sous un niveau de contrainte appliqué de 241 Mpa sont présentés dans la figure 3.20.

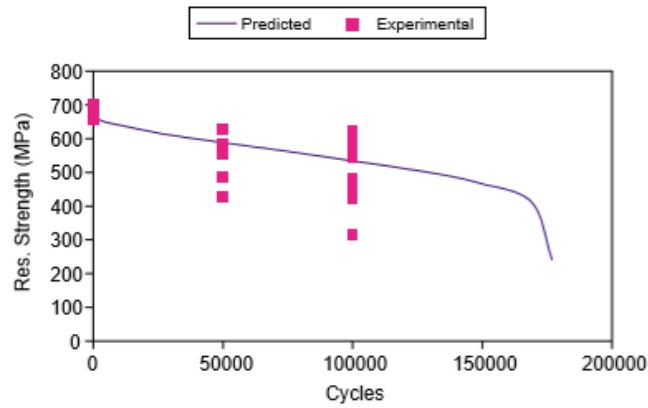


Figure 3.20. Résistance résiduelle du matériau [68].

Ce modèle était basé sur un modèle de fatigue développé précédemment par **Epaarachchi JA et al** [71]. Ils ont définie les endommagements sur le composite en utilisant le concept de dégradation de la résistance, Les prédictions obtenues par ce modèle étaient en bon accord avec les données expérimentales de la littérature.

Saeed Shiri et al 2014[72]: Ils ont développé un autre modèle aussi sur la base d'un modèle de rigidité et de résistance résiduelles. Ce modèle est utilisé pour estimer la durée de vie restante en fatigue pour les données expérimentales des composites polymères renforcés de fibres, sous chargement à deux niveaux. Les résultats démontrent que la combinaison des modèles de résistance et de rigidité et la prise en compte de l'effet de séquence de charge permettent d'améliorer la précision de la prévision de la durée de vie en fatigue. Pour une meilleure évaluation du modèle développé, certains modèles existants sont comparés à la l'étude de **Saeed Shiri et al** [72]. Il a été observé que, dans la plupart des cas, les valeurs prédites par le modèle proposé sont plus proches des valeurs expérimentales que d'autres modèles.

Le modèle de cumul d'endommagement pour la prévision de la durée de vie en fatigue sous chargement à deux niveaux est donné par l'équation suivante :

$$D(n_i) = 1 - \left(1 - \left(\frac{n_i + n_{i,i-1}^k}{Ni}\right)^{B_w}\right) A_w \quad (3.5)$$

B_w et A_w sont des paramètres définies suivants les relations présenté dans l'étude de **Saeed Shiri et al** [72]. Afin de valider le modèle proposé, les données publiées dans [64, 67] sont utilisées pour les Verre/Epoxy et les Carbone/Epoxy. Les résultats donnés sont représenté par les figures suivantes :

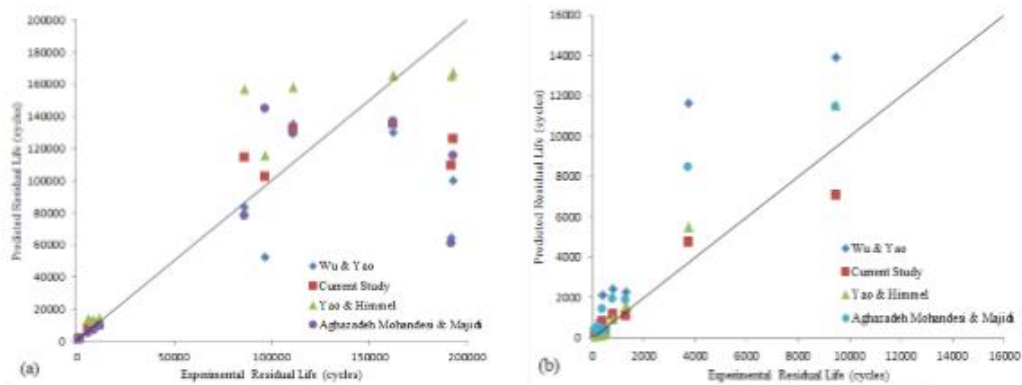


Figure 3.21. Comparaison entre les durées de fatigue résiduelle expérimentales [64] et prédites. (a) séquence de chargement haut-bas, (b) séquence de chargement bas-haut [72].

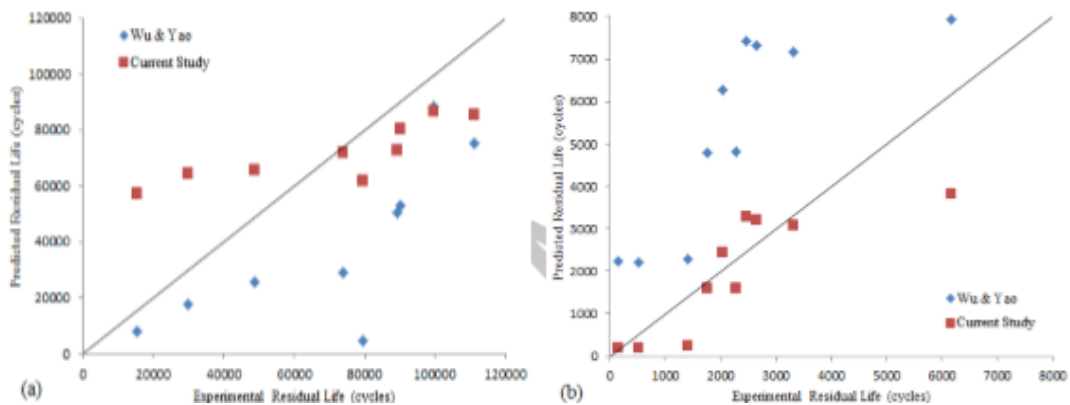


Figure 3.22. Comparaison entre les durées de fatigue résiduelle expérimentales [67] et prédites. (a) séquence de chargement haut-bas, (b) séquence de chargement bas-haut [72].

Les résultats démontrent une amélioration de la précision de la prévision en considérant simultanément les propriétés macroscopiques, c'est-à-dire la résistance et la rigidité. L'effet de séquence de charge a été pris en compte dans les paramètres du modèle proposé. En outre, l'utilisation de constantes différentes pour chaque séquence de chargement dans le terme de cycles équivalents a permis au modèle proposé de fournir une meilleure prédiction de la durée de vie résiduelle.

III.5. Conclusion

Toutes ces différences entre les métaux et les matériaux composites conduisent à développer des méthodes spécifiques pour modéliser le comportement en fatigue de chaque matériau. Habituellement, les méthodes de prévision de l'initiation des dommages sont suffisantes pour les métaux, alors qu'il est nécessaire de suivre l'évolution des différents mécanismes d'endommagement dans les matériaux composites et de pouvoir estimer l'effet de ces différents modes d'endommagement sur le comportement et la défaillance du matériau (performances résiduelles). Par conséquent, les méthodologies développées pour les métaux ne conviennent pas aux matériaux composites. Afin de développer des méthodes spécifiques pour les composites, il est donc impératif de comprendre leurs mécanismes d'endommagement par fatigue.

Chapitre IV

*Modèle de Cumul d'endommagement :
Proposition d'un modèle et validation des
résultats*

IV.1. Introduction

Cette partie a pour objet la proposition d'un modèle de prévision du cumul d'endommagement par fatigue. Ce modèle sera exploité pour calculer la durée de vie des matériaux de l'étude, à savoir le composite Verre/Epoxy $[0^\circ/90^\circ]$, Verre/Epoxy unidirectionnel et le Carbone/époxy $[\pm 45]_{2S}$. Ce choix des matériaux a été dicté par la disponibilité des données expérimentales dans la littérature.

Comme il a été avancé dans les chapitres précédents, les matériaux composites, se dégradent progressivement au cours d'un chargement cyclique. Cette dégradation est causée par un cumul non linéaire de l'endommagement. Par conséquent, plusieurs propositions de modèles, non linéaires, ont été publiées. Toutes ces propositions sont axées sur la réduction du nombre des expériences qui sont relativement coûteux en effort, temps et matériel (éprouvettes en particulier). En outre, les modèles proposées font intervenir une multitude de paramètres qui sont difficiles à déterminer expérimentalement.

A cet effet, notre objectif principal reste à proposer un modèle ne faisant intervenir qu'un minimum de paramètres tel que, la résistance à la rupture et la durée de vie sous contrainte constante.

Un programme Matlab est développé pour permettre le suivi de l'évolution des dommages au cours des cycles de chargement.

Trois séries de données expérimentales de chargement à deux niveaux ont été exploitées pour vérifier et valider le modèle proposé. Les résultats expérimentaux utilisés sont de Broutman et Sahu [64] pour un matériau composite Verre/Epoxy $[0^\circ/90^\circ]$, de Hwang et al [70] pour un composite unidirectionnel Verre/epoxy, et de A. Plumtree et al [73] du composite Carbone/époxy $[\pm 45]_{2S}$.

IV.2. La base théorique

La théorie du cumul d'endommagement prend son essence des travaux réalisés par Miner [18]. Ce dernier avec Palmgren par la suite stipulent que les dommages subits par le matériau sont causés par le travail absorbé durant le chargement. De là, la théorie propose que le rapport entre le nombre de cycles de charge appliqués à une contrainte donnée et le nombre total des cycles à la rupture est équivalent au dommage D subi par le composant. En

conséquence, la règle de Palmgren-Miner est une loi d'accumulation de dommages linéaire qui est donnée par:

$$D = \sum_{i=1}^{i=m} \frac{n_i}{N_{fi}}. \quad (4.1)$$

Où, D désigne le dommage de fatigue, i est la séquence de chargement (bloc), n_i et N_{fi} sont le nombre de cycles appliqué correspondant et le nombre total de cycles jusqu'à la rupture pour le niveau de contrainte appliquée σ_i . À la rupture, $D = 1$ et $n = N_f$. Ceci est l'hypothèse avancée par Miner pour prédire la durée de vie d'une structure soumise à des chargements variables. Cette théorie était validée pour des aciers puis sur des aluminiums.

La raison principale, pour laquelle les chercheurs travaillent toujours sur des modèles plus performants et plus prédictives est que, à part sa simplicité, la loi de Miner ne répond pas à des évidences expérimentales tel que :

- 1) Le cumul d'endommagement dépend fortement de l'ordre d'application des niveaux de chargement
- 2) L'histoire de chargement influe sur la durée de vie du matériau
- 3) Les chargement s'inter agissent et influencent le cumul d'endommagement.

Néanmoins, la loi de Miner reste la plus utilisée par les bureaux d'étude dans l'estimation et le dimensionnement des structures. Ceci est dû à sa simplicité et au non exigence en paramètres qui sont souvent, coûteux expérimentalement.

Suivant cette tendance de simplicité, nous avons essayé de proposer un modèle qui est à la fois, compatible avec les matériaux composites sans autant défaire à la spécificité de ces matériaux. Particulièrement, la non linéarité du cumul de l'endommagement et le respect de l'ordre du chargement.

Sur la base des modèles ci-dessous, le modèle proposé est développé sous forme d'une fonction non linéaire décrivant le cumul des dommages en fonction de la durée de vie fractionnaire et des propriétés des matériaux comme la résistance ultime et la contrainte appliquée dans chaque niveau de chargement.

Les améliorations apportées dans ce travail sont inspirées des modèles proposée dans la littérature comme se qui suit.

IV.2.1. Modèle de Broutman et Sahu

Selon la littérature, Broutman et Sahu [64] ont été les premiers à noter que les dommages cumulés entraînaient une dégradation de la résistance résiduelle [67]. En conséquence, Broutman et Sahu suggèrent que le dommage cumulé est également une fonction linéaire de la durée de vie fractionnaire à un niveau de contrainte donné et proposent la relation suivante pour le chargement de deux blocs:

$$D = \left(\frac{\sigma_U - \sigma_1}{\sigma_U - \sigma_2} \right) \cdot \left(\frac{n_1}{N_{f1}} \right) + \left(\frac{n_2}{N_{f2}} \right). \quad (4.2)$$

Où σ_U est la résistance à la traction ultime, σ_1 et σ_2 représentent les niveaux de contrainte au premier et au deuxième bloc, respectivement. Ces chargements correspondent aux durées de vie N_{f1} et N_{f2} , respectivement.

Malgré la linéarité, les dommages cumulés dépendent du niveau de contrainte et la séquence du chargement est prise en compte.

IV.2.2. Modèle de Hashin et Rotem

Marco et Starkey [74] ont proposé une forme modifiée de la règle linéaire Palmgren-Miner. Ils ont suggéré le modèle d'endommagement suivant:

$$D = \sum_{i=1}^{i=m} \left(\frac{n_i}{N_{f1}} \right)^{\beta_i}. \quad (4.3)$$

Où, l'exposant β est un paramètre matériel qui dépend de la contrainte appliquée. La principale difficulté d'intégration de ce modèle est la détermination expérimentale du paramètre β .

Pour le chargement de deux blocs, l'équation (4.3) se réduit à:

$$D = \left(\frac{n_1}{N_{f1}} \right)^{\beta_1} + \left(\frac{n_2}{N_{f2}} \right)^{\beta_2} = 1 \quad (4.4)$$

Hashin et Rotem [69] ont modifié la relation (4.4) en rapportant le deuxième exposant à 1 comme suit:

$$D = \left(\frac{n_1}{N_{f1}} \right)^\beta + \left(\frac{n_2}{N_f} \right) = 1 \quad \text{avec} \quad \beta = \left(\frac{1 - \frac{\sigma_1}{\sigma_u}}{1 - \frac{\sigma_2}{\sigma_u}} \right) \quad (4.5)$$

IV.2.3. Modèle de Bendouba et al

Bendouba [75] à récemment apporté une modification à l'exposant β donnée dans l'équation (4.5) et à proposé le modèle de dommage cumulatif comme suit:

$$D = \left(\frac{n_1}{N_{f1}} \right)^{\left[\left(\frac{\sigma_u}{\sigma_1} \right)^{-1} \right]} + \left(\frac{n_2}{N_f} \right) = 1 \quad (4.6)$$

Ce modèle, tout en gardant la simplicité de la loi de Miner a remédié au problème de la linéarité du cumul de l'endommagement.

VI.3. Le modèle proposé

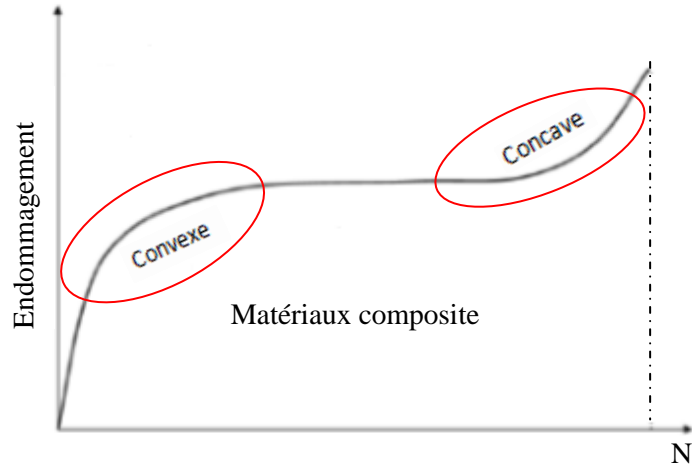
Avant d'entamer le développement d'un modèle d'endommagement en fatigue, la connaissance de la trajectoire de l'évolution de ce phénomène est nécessaire. Pour notre cas et dans les matériaux composites l'endommagement par fatigue est passé par trois stades importants, représenté dans la figure 4.1 et définit comme suite :

Stade I : Ce stade caractérise par une évolution rapide de l'endommagement (figure 4.1.A) et une chute rapide de la valeur du module de Young (figure 4.1.B).

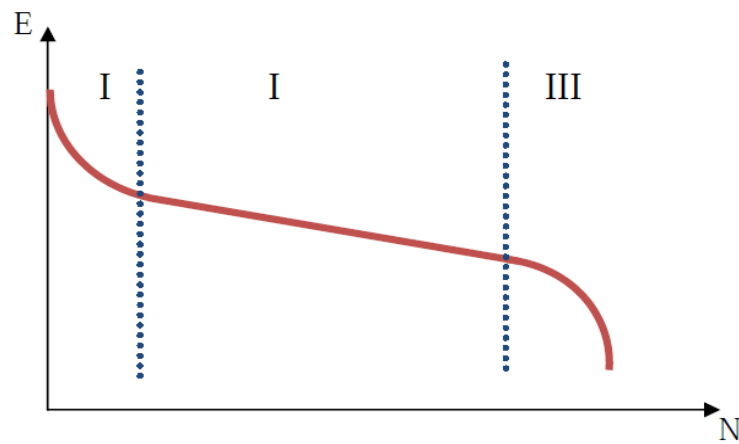
Stade II : dans ce stade l'évolution de dommage dans cette phase est lente et la vitesse de dégradation est stabilisée, la courbe de l'endommagement est liée entre le premier et le deuxième stade par une zone **convexe** (figure 4.1.A), le traitement mathématique de cette **convexité** est nécessite une fonction non linéaire avec une puissance inférieur à l'unité (puissance < 1), cette zone doit prendre en considération dans le modèle qui sera proposé.

Stade III : une accélération progressive du processus d'endommagement est remarquée dans le présent stade, ce dernier est débiter par une zone **concave** (figure 4.1.A), et le traitement

mathématique de cette zone nécessite une fonction non linéaire avec une puissance supérieure à l'unité (puissance >1), donc le modèle proposé doit prendre en considération cette zone.



(A)



(B)

Figure.4.1.l'évolution de l'endommagement et la perte de rigidité par fatigue dans les matériaux composite.

En utilisant les résultats expérimentaux de la littérature et après plusieurs ajustements, le modèle suivant est proposé comme suit :

$$D = \left(\frac{n_1}{N_{f1}} \right)^{\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_v} \right)} + \left(\frac{n_2}{N_{f2}} \right)^{\left(\frac{\sigma_v}{\sigma_2} \right)} = 1 \quad (4.7)$$

Où :

n_1 : le nombre de cycles appliqué au premier bloc de chargement.

N_{f1} : le nombre total de cycles jusqu'à la rupture pour la contrainte de niveau appliquée σ_1 .

σ_1 : la contrainte appliquée au premier bloc de chargement.

σ_u : la résistance ultime à la traction du matériau.

n_2 : nombre de cycles à la rupture au deuxième bloc de chargement.

N_{f2} : le nombre total de cycles jusqu'à la rupture pour la contrainte de niveau appliquée σ_2 .

σ_2 : la contrainte appliquée au deuxième bloc de chargement.

Le modèle proposé est validé par rapport aux résultats expérimentaux de la bibliographie, et celles aux autres modèles, notamment de Palmgren-Miner, Broutman et Sahu[64], Hashin et Rotem [69], et Bendouba [75]. Ces modèles sont cités en bref dans ce chapitre pour mieux comprendre leurs formules mathématiques et les paramètres composants chaque modèle.

IV.3.1 Organigramme du programme de cumul d'endommagement par le modèle proposé

Pour l'application du modèle proposé, nous avons procédé au développement d'un programme **Matlab** suivant l'organigramme de la figure 4.2. Le calcul est basé sur la courbe de Wöhler modélisé par l'équation de Basquin suivante :

$$\sigma = K \cdot N_f^c \quad (4.8)$$

Où, K et c sont des paramètres du matériau données par la courbe de Wöhler, obtenue expérimentalement.

Ce programme permet le calcul de l'évolution de l'endommagement jusqu'à $D=1$. Ceci permet de déterminer le nombre de cycle à la rupture après le deuxième bloc de chargement. L'avantage ici est l'exigence seulement des propriétés mécaniques statiques comme indiqué dans l'organigramme. à savoir, la contrainte ultime σ_u .

Les observations expérimentales ont montré que l'endommagement est rapide durant les premiers cycles et la tendance de la courbe d'endommagement est convexe. Ceci est traduit dans le modèle par le fait que $(\sigma_1 / \sigma_U) < 1$. Après un stade de linéarité avec un accroissement léger, le troisième stade voit les dommages s'accélérer de nouveau avec une tendance connexe. Ceci est modélisé par $(\sigma_U / \sigma_2) > 1$.

Comme indiqué sur la figure 4.2, la prédiction de la durée de vie résiduelle au deuxième stade de chargement est conditionnée par la connaissance des durées de fatigue sous chargement à amplitude constante. Ceci est obtenu par la courbe de Wöhler bien connue qui est modélisée mathématiquement par l'équation Basquin (eq. 4.8)

Comme précisé en haut, le modèle obéit à des évidences expérimentales observées sur plusieurs matériaux composites traités dans la littérature. Ainsi, nous allons procéder à la validation du modèle et comparer ses performances avec les modèles proposés dans la bibliographie. Ceci nous permettra de juger sur la pertinence et l'applicabilité du modèle proposé et sa consommation en temps, en effort et en paramètres expérimentaux.

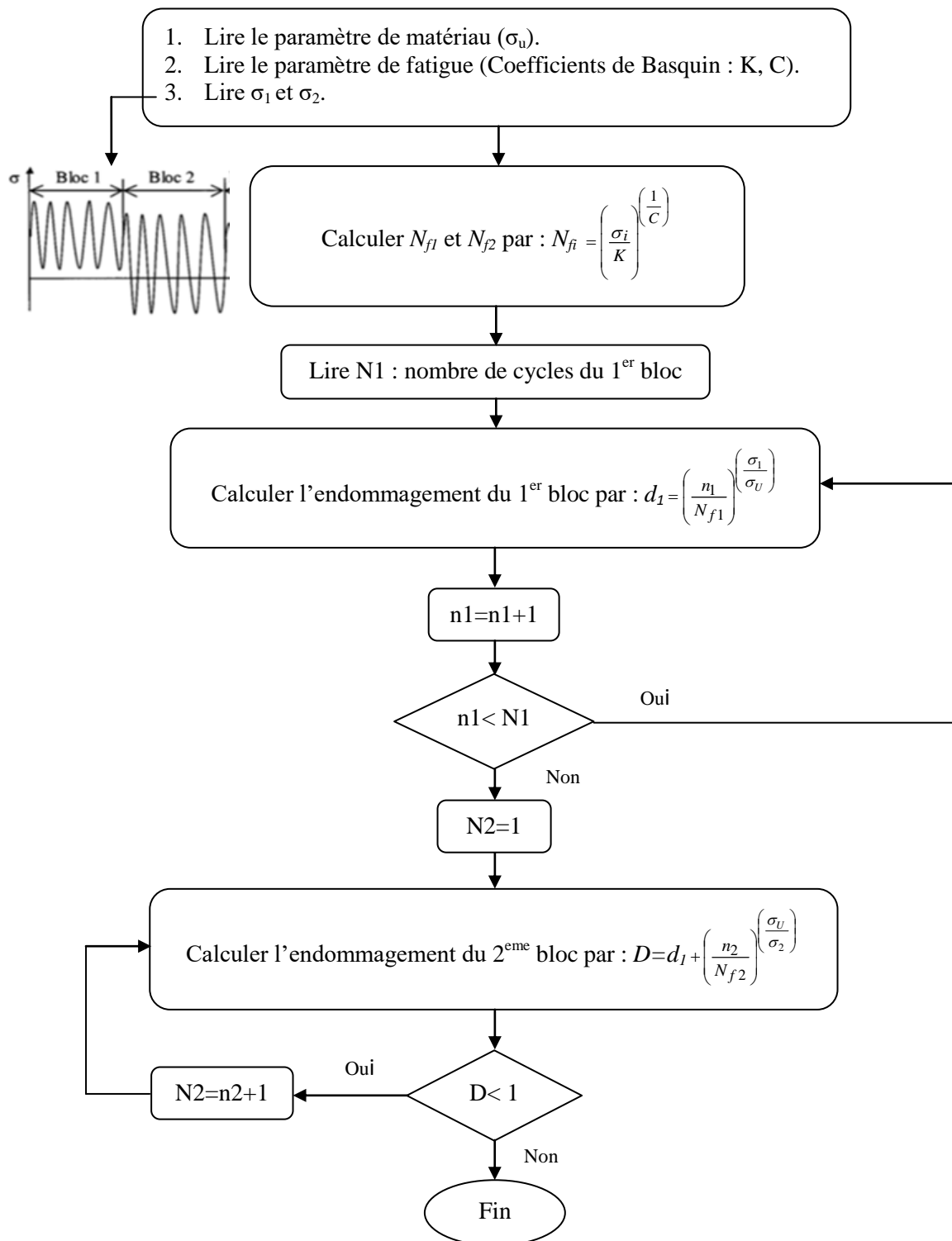


Figure.4.2. Organigramme du programme développé pour prédire le cumul d'endommagement par le modèle proposé.

IV.4. Mise en œuvre et validation du modèle

IV.4.1. Composite Verre/Epoxy [0°/90°]

Le modèle proposé est appliqué sur un composite renforcés de fibres de verre, à savoir Verre/Epoxy [0°/90°] étudié par Broutman et Sahu dans [64] et rapporté par Epaarachchi et Clausen dans [68]. La figure 4.2 présente la courbe de Wöhler expérimentale obtenue sur ce matériau. Une modélisation par l'équation de Basquin (Eq. 4.8) est donnée dans la figure 4.3. Cette modélisation permet de déterminer les paramètres K et c et de les introduire dans le programme pour pouvoir déterminer le nombre de cycle à la rupture correspondant à chaque niveau de chargement. les résultats de fatigue sont sous contrainte à amplitude constante. Il est à noter que toutes les expériences ont été réalisées à température ambiante sous une fréquence $f = 10$ Hz et un rapport de charge $R = 0,05$ la résistance ultime à la traction du matériau est $\sigma_U = 483$ MPa [68].

<i>Expérimentale</i>	
σ_{max} (MPa)	N_f
80% σ_U : 386	493
70% σ_U : 337	2470
60% σ_U : 289	14700
50% σ_U : 241	172000

Tableau.4.1. Durée de vie expérimentale correspondante aux différents chargements [64].

Comme illustré par la figure 4.3 la loi de puissance de Basquin correspond bien aux données expérimentales et les coefficients de Basquin K et c sont respectivement 637,74518 MPa et -0,08148.

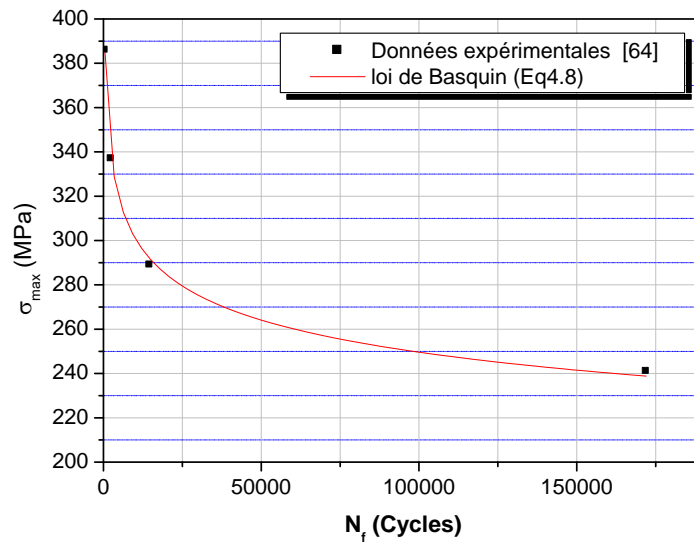


Figure.4.3. Courbe de Wöhler du verre/Epoxy [0°/90°] et adaptation à la loi de puissance.

Il est pertinent de présenter l'évolution obtenue du dommage. Ainsi, comme le montrent les figures 4.4 et 4.5 la tendance de la progression des dommages au cours des cycles de chargement est plutôt adéquate avec les observations expérimentales rapportées dans [73,76]. En effet, plusieurs études confirment le fait que les dommages dans les matériaux composites évoluent rapidement au cours des premiers cycles. Cette étape est suivie d'une stabilisation de l'évolution des dommages jusqu'à saturation des fissures dans la matrice. A la fin des cycles de chargement, l'endommagement s'accélère et se localise dans l'interface fibre-matrice puis dans les fibres qui se casse.

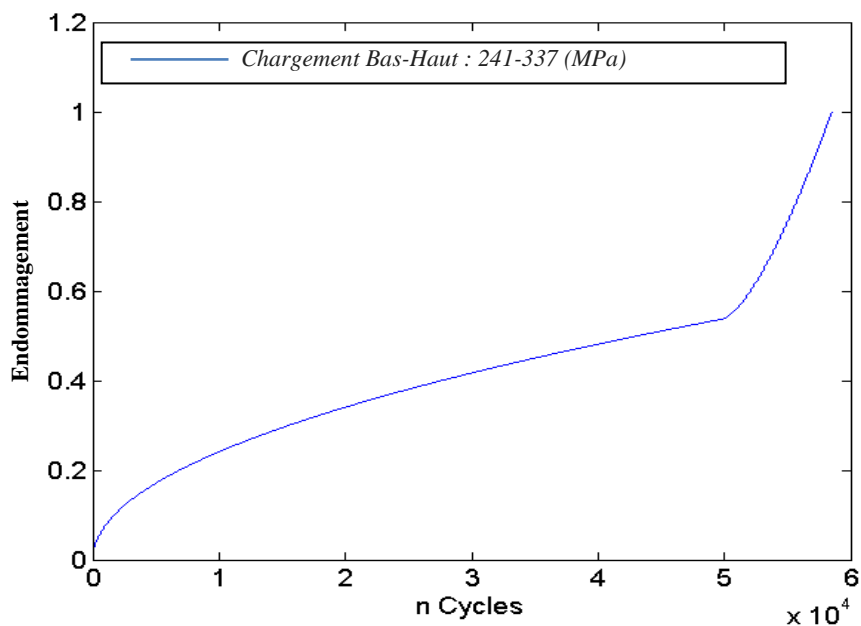


Figure.4.4. l'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (Bas-Haut).

Indépendamment du type et du niveau de chargement, les dommages ont la même tendance pendant les cycles de chargement. La figure 4.4 illustre l'évolution de l'endommagement dans le cas d'une séquence de chargement à deux blocs, où le niveau de chargement pendant le premier bloc est inférieur à celui du niveau de chargement du deuxième bloc. Comme on peut le voir sur cette figure, la tendance des dommages est asymptotique, puis les changements dans le deuxième bloc de chargement. Cette tendance suggère une stabilisation pendant le cycle, puis une augmentation vers la fin du deuxième bloc.

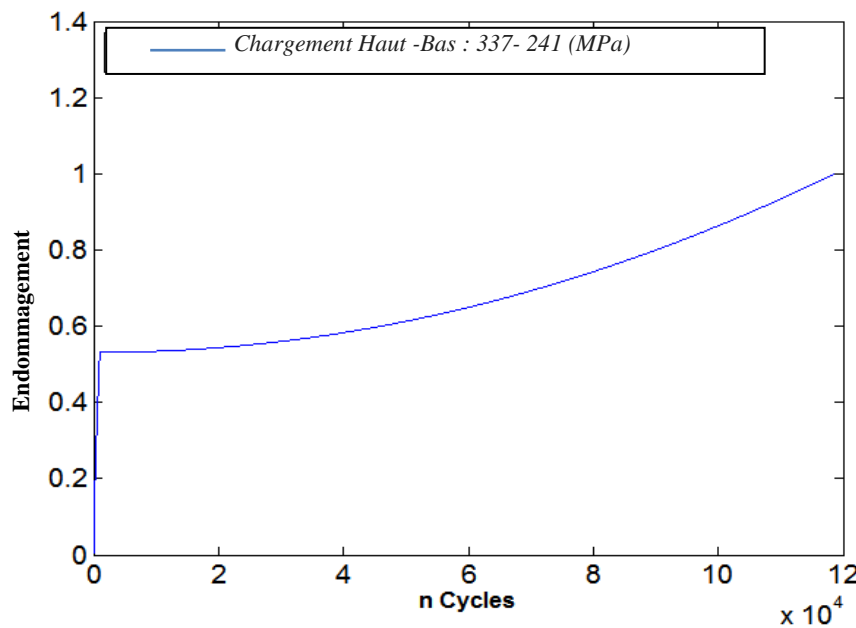


Figure.4.5. l'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (Haut-Bas).

D'autre part, la figure 4.4 indique que même pendant le démarrage du deuxième bloc de chargement, le dommage continue sa phase de stabilité. C'est à la fin de la vie de l'échantillon que les dommages augmentent à nouveau, reflétant le début de la phase de saturation. Ceci est réalisé par le choix des exposants des fractions de la vie. En effet, lors du premier bloc, l'exposant est inférieur à 1, alors que pour le second bloc, l'exposant est supérieur à 1. Cela est justifié par les preuves expérimentales présentées dans la littérature.

IV.4.1.1. Comparaison des durées de vie résiduelles

Dans cette section, une comparaison des résultats obtenus en termes de prédiction de la durée de vie résiduelle est présentée. Les résultats du modèle proposé sont comparés aux résultats expérimentaux et aux prédictions de la loi linéaire de Miner. En outre, les modèles actuels de Broutman [64], Wu et Yao [77] et Bendouba [75] confrontent les prévisions

actuelles. Les figures 4.6 et 4.7 présentent les comparaisons des durées de vie résiduelles prédites en fonction des durées de vie expérimentales.

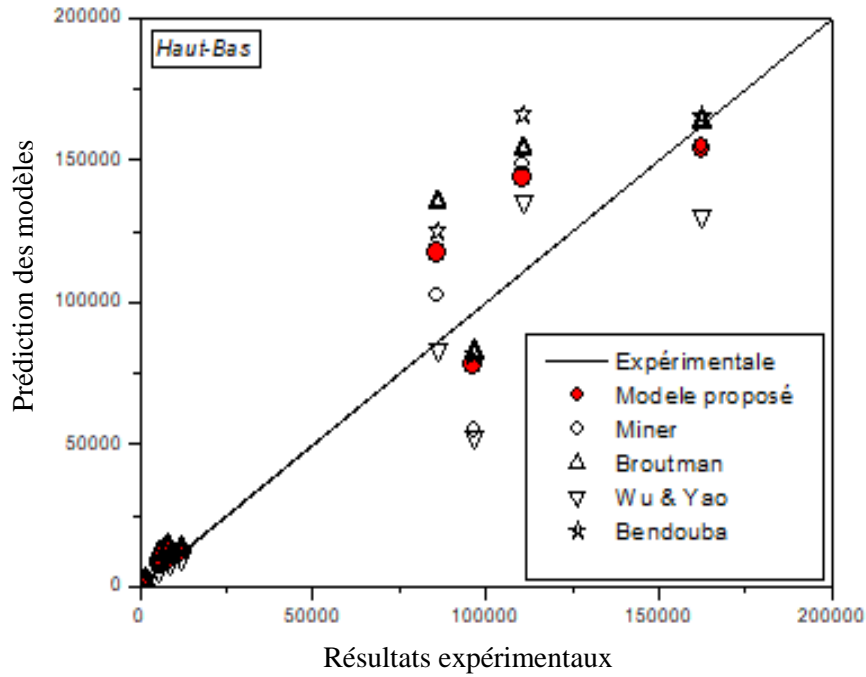


Figure.4.6. Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux (chargeement Haut-Bas).

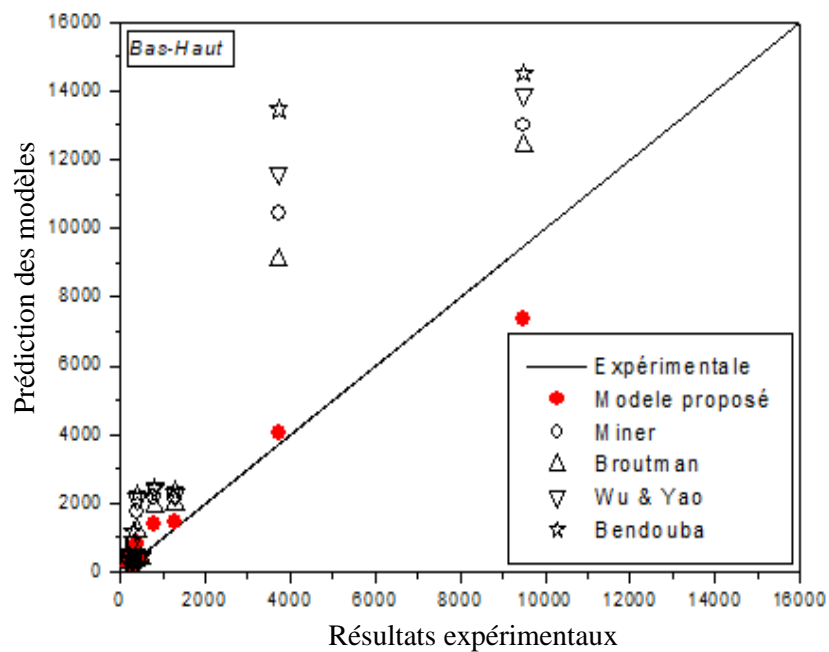


Figure.4.7. Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux (chargeement Bas-Haut).

Dans le cas d'un chargement Haut-Bas, la figure 4.6 montre que les durées de vie résiduelles prédites sont bien corrélées avec la ligne expérimentale. En effet, par rapport aux prédictions des différents modèles de la littérature, le modèle proposé reste acceptable et permet de prédire de manière conservatrice les durées de vie résiduelles, puisque plus de 80% des prédictions sont en dessous de la ligne de référence. En particulier, le cas d'un chargement Bas-Haut montre des résultats relativement bons. En fait, toutes les prévisions sont proches des résultats expérimentaux comme présenté dans la figure 4.7.

IV.4.1.2. Comparaison des fractions de durée de vie

Une autre comparaison est faite avec les prédictions de la loi linéaire de Miner. Ceci est réalisé via la ligne Miner, souvent utilisée comme référence par les chercheurs en fatigue. Les figures 4.8 et 4.9 présentent les fractions de durée de vie résiduelle prédites par les différents modèles en fonction des fractions initiales (1^{er} bloc de chargement).

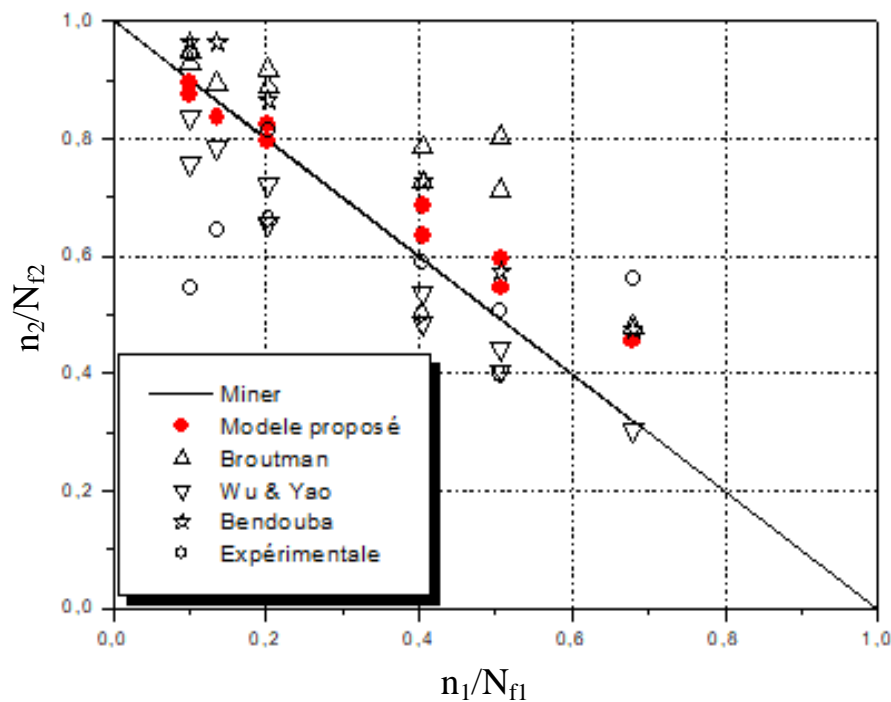


Figure.4.8. Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner (chargement Haut-Bas).

Ces résultats fournissent des informations sur l'effet de la séquence de chargement sur les durées de vie résiduelles. On peut constater que le modèle proposé prend en compte l'historique de chargement et donne des prédictions au-dessus de la ligne Miner pour le cas de

charge décroissante et en dessous de la ligne Miner pour le cas de charge croissante Cette dernière observation semble paradoxale puisque la littérature indique un effet complètement opposé pour les matériaux métalliques. Dans le cas des matériaux composites, le débat reste d'actualité tant que des résultats contradictoires ont été publiés.

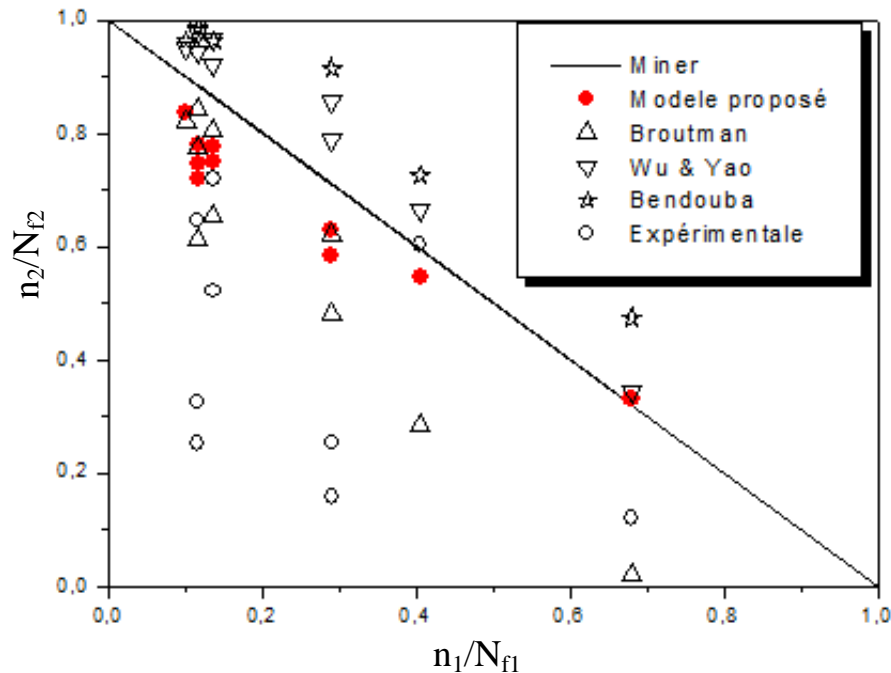


Figure.4.9. Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner (chargement Bas-Haut).

IV.4.1.3. L'erreur relative de prévision (ERP)

Qualitativement, les résultats prédits par le modèle proposé sont en bon accord avec les résultats expérimentaux. En effet, par rapport aux différents modèles, il existe un bon compromis entre les résultats expérimentaux et les différents modèles utilisés dans la comparaison. Ceci est mis en évidence par la confrontation au moyen d'une erreur relative de prévision qui est donnée par l'expression suivante:

$$ERP (\%) = \frac{\text{Valeur Expérimentale} - \text{Valeur du Modèle}}{\text{Valeur Expérimentale}} \times 100 \quad (4.9)$$

Les résultats obtenus sont présentés dans la figure 4.10 pour le cas de chargement décroissante et dans la figure 4.11 pour le cas de chargement croissante. Comme on peut le constater, le chargement de séquence décroissante présente des prévisions prudentes pour

80% des points prédits. De plus, comparé au modèle de Broutman, le modèle proposé présente une erreur relative de prévision inférieure à 50% (Figure 4.10).

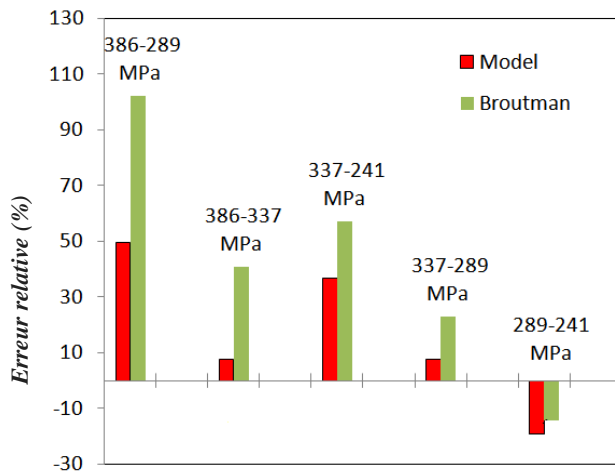


Figure.4.10. Erreur relative de prédiction (charge Haut-Bas).

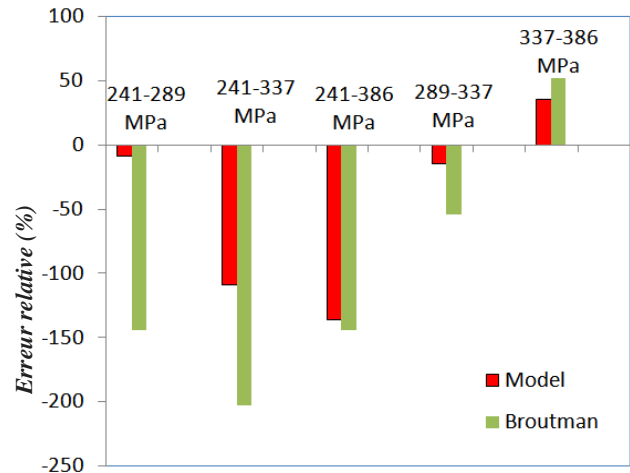


Figure.4.11. Erreur relative de prédiction (charge Bas-Haut).

Pour le cas de chargement Bas-Haut présenter dans la Figure 4.11, le modèle proposé donne des bons résultats en comparaison au modèle de Broutman, qui donne des prévisions allant jusqu'à -200% d'erreur relative de prévision, par rapport au modèle proposé qui donne une erreur relative de prévision de -100%.

IV.4.2. Composite unidirectionnel Verre/époxy

Les résultats expérimentaux des essais de fatigue avec un chargement par bloc Haut-Bas et Bas-Haut publiés par Hwang et al [70] sur le composite unidirectionnel Verre / Epoxy, sont utilisés pour valider le modèle proposé. Ces résultats expérimentaux sont aussi utilisé par F. Wu et al [77] et M. Bendouba et al [75] pour élaborer des modèles d'endommagement par fatigue, à cet effet une comparaison à été faite avec le modèle proposé.

Les essais de Hwang et al [70] réalisés dans un milieu à température ambiante avec un rapport de charge $R= 0,05$, sous une fréquence $f = 1$ à 3 Hz, La résistance ultime à la traction du matériau est $\sigma_U = 770$ MPa.

Les données expérimentales de résistance à la fatigue cités dans le tableau 4.2:

<i>Expérimentale</i>	
σ_{max} (MPa)	N_f
70% σ_U : 539	47739
85% σ_U : 654,5	3694
75% σ_U : 577,5	27577

Tableau.4.2. Résultats expérimentaux de la durée de vie publiés par Hwang et al [70] sur le composite unidirectionnel Verre/Epoxy.

Les coefficients de Basquin obtenus par la modélisation sont donnés par la figure 4.12

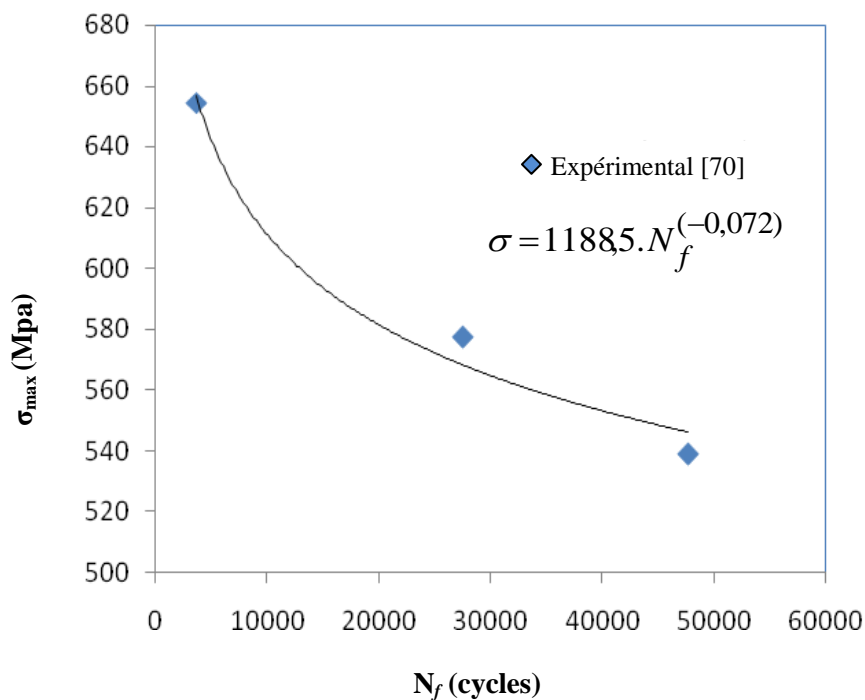


Figure 4.12 Courbe de Wöhler et sa modélisation par l'équation 4.8.

Ainsi, la figure 4.12 montre clairement que le modèle de Basquin est adéquat, donc applicable pour ce matériau. Ceci consolide le modèle proposé et permet de calculer les durées de vie correspondantes à chaque niveau de chargement appliqué dans les essais à deux blocs utilisés lors de la validation. Les paramètres K et c sont : K= 1188.5 MPa et c= -0.072.

IV.4.2.1. L'évolution de l'endommagement

Afin de valider le présent modèle, nous allons aussi procéder au test de sa performance vis-à-vis la tendance du cumul durant les deux blocs. A cet effet, On a appliqué des conditions de chargement suivant deux séquences Haut-Bat et Bat-Haut pour juger de l'effet de l'histoire de chargement. L'évolution de l'endommagement obtenue à l'aide du modèle proposé est

représentée dans les figures 4.13 et 4.14 pour les deux types de chargement Haut-Bas (654,5 MPa – 577,5MPa) et Bas-Haut (577,5 MPa – 654,5 MPa).

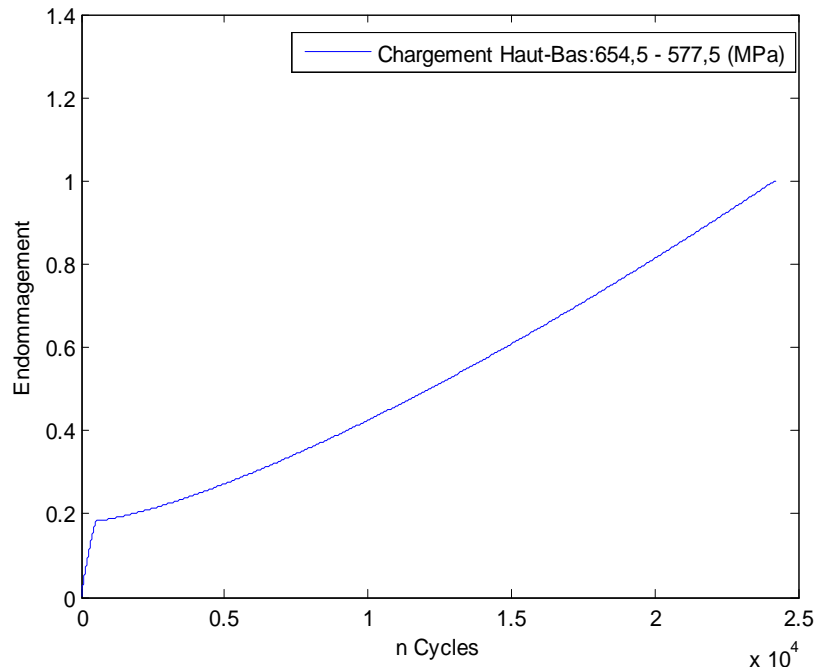


Figure.4.13. l'évolution l'endommagement prédit par le modèle proposé (Haut-Bas).

Il est pertinent de noter la tendance du cumul d'endommagement obtenue pour ce matériau. Ainsi, comme le montrent les Figures 4.13 et 4.14, la tendance de la progression des dommages au cours des cycles de chargement est plutôt concordante avec les observations expérimentales rapportées par [70 et 77].

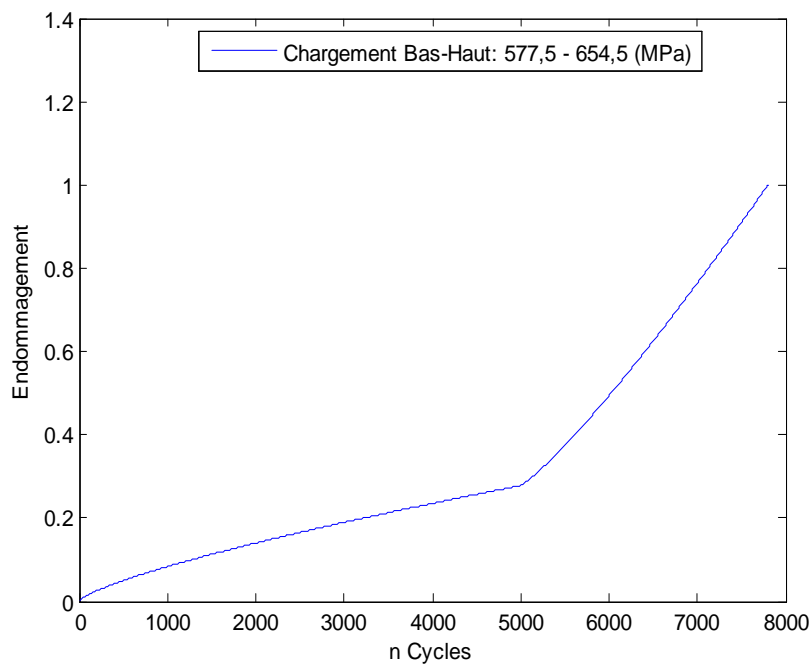


Figure.4.14. l'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (Bas-Haut).

En effet, les premiers cycles causent des dommages significatifs et les derniers cycles de même. Ces dernières figures donnent une image qualitative sur la prédiction et laisse à dire sur le comportement du matériau durant la durée de vie (en service).

A travers ces résultats, on peut quantifier le dommage cycle par cycle et par conséquent prédire la rupture de l'échantillon préalablement au deuxième niveau de chargement. Ceci est le point fort du modèle proposé et donc une performance obtenue à moindre paramètres et effort expérimental. La quantification du dommage est donnée par la suite.

IV.4.2.2. Comparaison des durées de vie résiduelles

Les résultats du modèle proposé sont comparés aux résultats expérimentaux et aux prédictions d'autres modèles comme présenté dans le tableau 4.3 et la figure 4.15.

<i>Expérimentale [71]</i>				<i>n₂ Calculé</i>			
σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	n_1	n_2	<i>Miner</i>	<i>Wu et Yao</i>	<i>Bendouba</i>	<i>Modèle proposé</i>
539	654,5	10000	2031	2920	3241	1803	2612
654,5	539	500	33049	41277	37046	14195	41451
577,5	654,5	5000	3240	3024	3256	1603	2801
654,5	577,5	500	21450	23844	22054	8200	23704

Tableau.4.3. Durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.

Les résultats présentés dans le tableau 4.3 montrent clairement que les prédictions du modèle proposé sont en bon accord avec l'expérimental que celles des deux autres modèles. Ceci signifie que le modèle proposé est mieux adapté à ce type de matériaux et donne des résultats plus préservatifs. Néanmoins, il est utile de noter que le nombre insuffisant des résultats publiés dans la littérature, ne nous a pas permis de consolider ce constat, mais au préalable juger uniquement les quelques niveaux de contraintes disponibles.

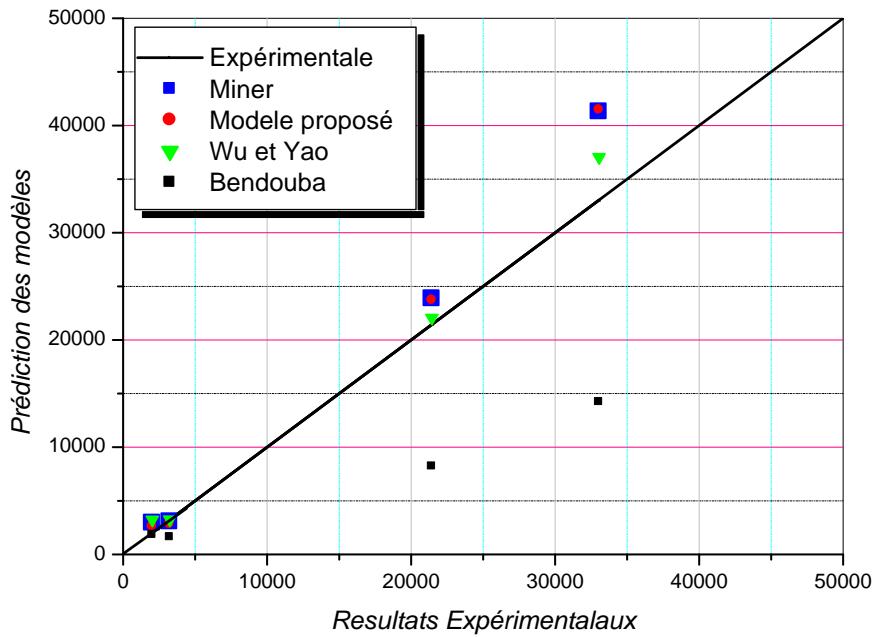


Figure.4.15. Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.

IV.4.2.3. Comparaison des fractions de durée de vie

Une comparaison des fractions de durée de vie est faite avec d'autres modèles par rapport à la ligne de Miner. La figure 4.16 présente les fractions de durée de vie résiduelle prédites par les différents modèles en fonction des fractions initiales (1^{er} bloc de chargement).

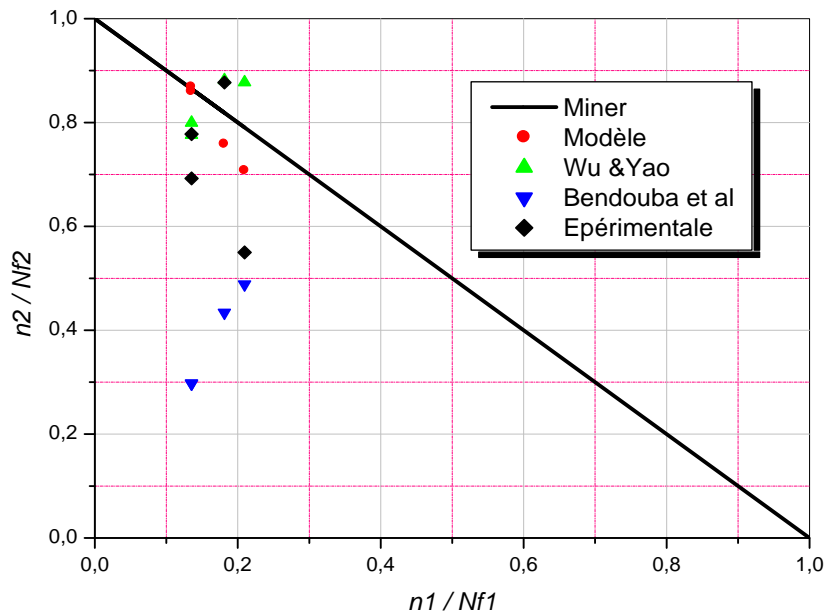


Figure.4.16. Comparaison des fractions de durée de vie par rapport à la ligne de Miner.

Se comparant à la ligne de Miner, il est plus clair que les résultats du modèle sont plus performant en insistant sur la non linéarité du modèle et sa conservation (en dessous de ligne). Par conséquent, en matière de fiabilité, le modèle proposé est plus performant car les prédictions faites sont dans un domaine de sécurité en majorité.

IV.4.3. Composite Carbone/époxy [± 45]_{2S}

Des essais cycliques avec des chargements par bloc ont été effectués par A. Plumtree et al [73] sur des éprouvettes en carbone/époxy [± 45]_{2S} avec un rapport de contrainte $R = -1$, à température ambiante sous une fréquence $f = 10$ Hz, La résistance ultime à la traction du matériau est $\sigma_U = 188,37$ MPa.

Les résultats des essais de fatigue à chargement constant sont donnés dans la figure 4.17. Les paramètres du modèle de Basquin sont obtenu comme suit : $K = 187$ MPa et $c = -0.08$. Ces paramètres sont intrinsèques au matériau puisque, les deux matériaux précédents ont des paramètres indépendants et propres à leurs caractéristiques. La figure 4.17 montre, à nouveau que le modèle de Basquin est adapté à ce type de matériau, puisque l'erreur d'ajustement est minimal. Ceci est traduit par $R^2 = 0.99$ qui est un indicateur d'ajustement par la méthode des moindres carrés largement utilisée dans la littérature.

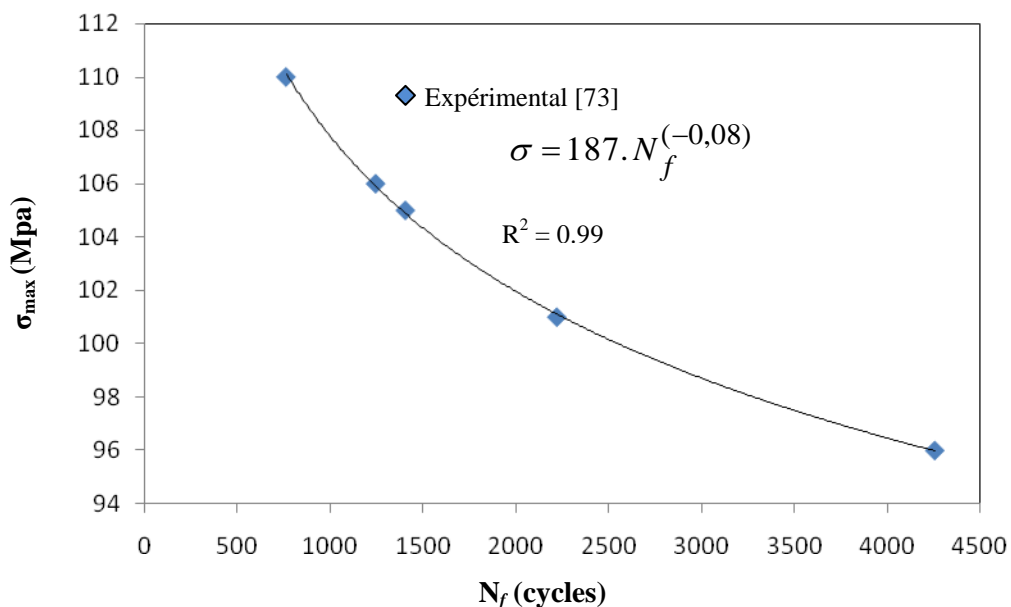


Figure 4.17 Courbe de Wöhler et sa modélisation par l'équation 4.8.

Ayant les paramètres nécessaires à la mise en œuvre du modèle, on va procéder à la validation pour le cas du Carbon/époxy.

IV.4.3.1. L'évolution de l'endommagement :

Comme au préalable, la performance du modèle réside dans sa capacité à prédire qualitativement la tendance du cumul lors du chargement. En effet, c'est ce paramètre qui est nécessaire au suivi et à l'estimation de la durée de vie cycle après cycle.

L'évolution de l'endommagement obtenue à l'aide du modèle proposé est représentée dans les figures 4.18 et 4.19 pour les deux types de chargement Haut-Bas (101 MPa - 61MPa) et Bas-Haut (64 MPa - 110 MPa).

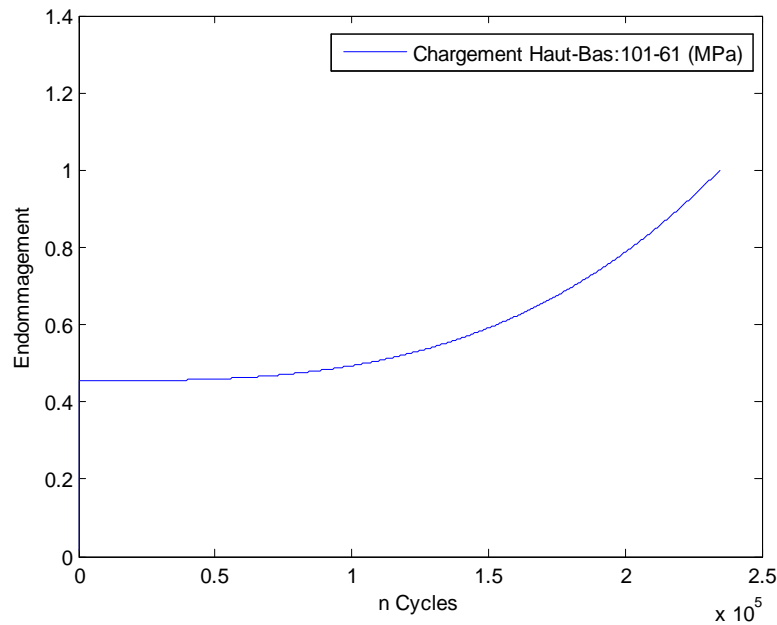


Figure.4.18 l'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (Haut-Bas).

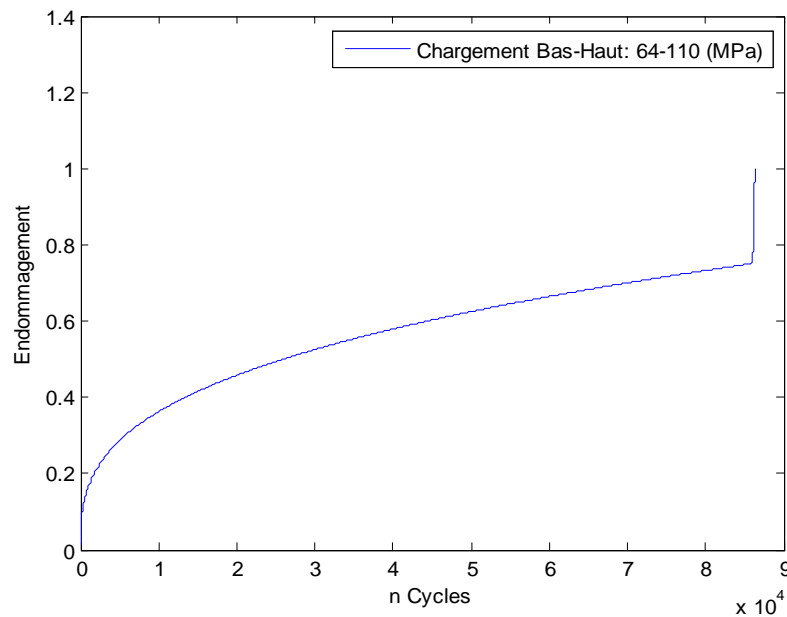


Figure.4.19 l'évolution de l'endommagement prédit par le modèle proposé (Bas-Haut).

Encore une fois, d'après les figures 4.18 et 4.19, Le modèle donne une prédiction de l'évolution qui est qualitativement acceptable. Ceci est dicté par le respect des différents stades suivis par l'endommagement. Pour un chargement Haut-Bat (figure 4.18), le premier bloc est plus endommageant. On observe une stabilité de l'endommagement durant les premiers cycles du deuxième bloc. Cette stabilité présume un cumul lent et progressif. A la fin du deuxième bloc, l'endommagement s'accroît et le matériau approche la phase de la rupture.

Pour le cas d'un chargement croissant (figure 4.19), La même tendance est obtenue avec la différence de la plage et l'accentuation de l'évolution stable qui est consommée durant le premier niveau de chargement. En deuxième niveau, le matériau étant endommagé (saturation), l'endommagement s'accroît dès les premiers cycles. Ceci est en bon accord avec les constats de l'expérimental comme avancé dans la littérature.

IV.4.3.2. Comparaison des durées de vie résiduelles

Les résultats du modèle proposé sont comparés aux résultats expérimentaux et aux prédictions de la loi linéaire de Miner et le modèle de Bendouba et al [75]. Cette étape de comparaison sert à déterminer quantitativement, la performance du modèle proposé.

La figure 4.20 présente les comparaisons des durées de vie résiduelles prédites en fonction des durées de vie expérimentales.

A premier abord, les prédictions des durées de vie du modèle proposé sont en bon accord avec l'expérimental. Les nombres de cycle de vie obtenue pour chaque niveau de chargement sont acceptablement proches de ceux donnés par la loi de Miner et le modèle de Bendouba et al.

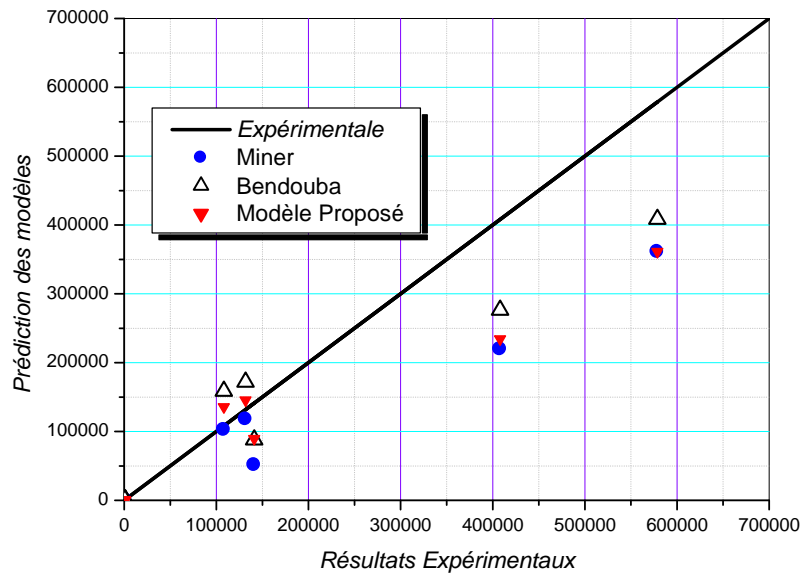


Figure.4.20. Comparaison des durées de vie résiduelles prédites avec les résultats expérimentaux.

IV.4.3.3. Comparaison des fractions de durée de vie

Une comparaison est faite avec les prédictions de la loi linéaire de Miner. La figure 4.21 présente les fractions de durée de vie résiduelle prédites par les différents modèles en fonction des fractions initiales (1^{er} bloc de chargement).

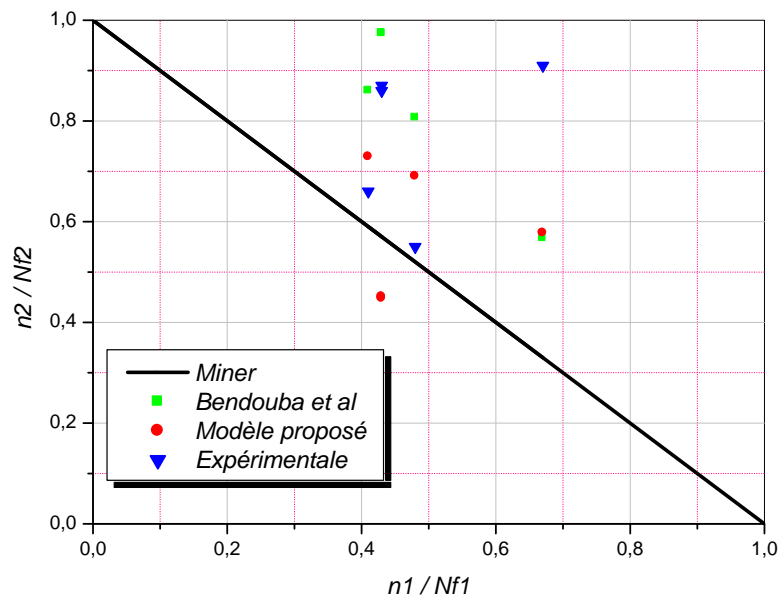


Figure.4.21. Comparaison des fractions de durée de vie avec la ligne de Miner.

IV.5. Conclusion

A travers cette étude, il a été procédé à l'analyse et à la vérification du comportement en fatigue des matériaux composite à matrice polymère. Les matériaux étudiés sont le verre/époxy tissé [0.90], le verre / Epoxy unidirectionnel et le carbone /Epoxy $[\pm 45]_{2s}$. à la base d'une étude bibliographique approfondie et puis l'exploitation d'une base de données expérimentale disponible dans la littérature, nous avons pu élaborer un modèle de prédiction de cumul d'endommagement non linéaire et qui prend en compte l'histoire de chargement.

Les résultats expérimentaux étudiés lors de cette thèse s'accordent sur ce qui suit:

L'accumulation du dommage est décrite qualitativement par trois stades évoluant comme suit:

Stade I: Où les dommages de fatigue augmentent rapidement et se développent progressivement durant les premiers cycles de chargement. Généralement ce stade représente 10% de la durée de vie totale du matériau. Respectant cette observation, le modèle proposé donne des résultats adéquats et en accord avec la littérature.

Stade II: Les dommages sont stabilisés et évoluent lentement (phase d'adaptation). Le modèle en puissance double répond à cette tendance par l'utilisation d'un exposant inférieur à 1.

Stade III: Le cumul d'endommagement atteint une phase de saturation. Cette phase est due à la rupture de l'interface fibre/matrice et résulte en une évolution rapide de l'endommagement menant à la rupture du matériau. Ce stade est modélisé par un exposant supérieur à 1.

Les prédictions faites par le modèle ont montré qu'il est capable de décrire l'évolution des dommages des matériaux composites. Les caractéristiques de développement de dommages et d'accumulation de matériaux composites soumis à des charges variables ont été étudiées dans ce chapitre.

Le présent modèle ne nécessite pas de paramètres autres que la résistance ultime et la courbe de Wöhler.

Les résultats de prévision trouvés sont relativement bons et proches aux résultats expérimentaux par rapport à des modèles similaires.

CONCLUSION GENERALE

La majorité des modèles de cumul de dommage présents dans la littérature ne sont pas utilisés à cause des difficultés de mise en œuvre qui demande des constantes déterminés à l'aide des essais expérimentale très longue et coûteux. Le modèle de cumul linéaire de Miner, est le plus utilisé par les bureaux d'études, vu sa simplicité de mise en œuvre.

Un modèle non linéaire de cumul du dommage en fatigue sous chargement à deux niveaux de contrainte est proposé. Il s'agit d'un algorithme simple à utilisé avec la connaissance de la courbe S-N du matériau étudié et l'histoire du chargement afin de prédire leur durée de vie.

Ce travail de thèse basé sur le développement d'un modèle de cumul d'endommagement en fatigue simple et ne dépend pas de plusieurs paramètres afin d'estimé la durée de vie d'un matériau composite. L'évolution de l'endommagement du composite est varié d'un matériau à l'autre suite à leur anisotropie, aussi les mécanismes d'endommagement sont différents et plus complexes que les matériaux métalliques. Les résultats obtenus montre un bon accord avec les résultats expérimentaux et de Miner par rapport aux autres modèles pour les trois types des composites choisis tels que le composite stratifié Verre/Epoxy $[0^\circ/90^\circ]$, le composite unidirectionnel Verre/époxy, et le composite stratifié Carbone/époxy $[\pm 45]_{2s}$.

Plusieurs autres conclusions sont dégagées durant l'élaboration de la présente thèse citée comme suite :

- Les modèles d'accumulation de dommages non linéaires conviennent mieux à la prévision de la durée de vie de structures composites dans un environnement de chargement variable.
- La tendance des dommages cumulés suit trois étapes, à savoir: une accumulation rapide lors des premiers cycles de chargement, une stabilisation lors de la deuxième étape et les dommages s'accélèrent à nouveau lors de la troisième étape.
- Le modèle proposé interprète mieux cette tendance et donne des durées de vie résiduelles relativement objectives par rapport aux modèles proposés dans la littérature. IL est simple à appliquer et ne nécessite pas de paramètres supplémentaires, donc moins coûteux en termes d'effort expérimental.

D'après littératures Il semble impossible d'établir un modèle universel de dommages par fatigue pour le moment, et reste dans les perspectives des futurs travaux.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] **Zakariya BOUFAIDA** "Analyse des propriétés mécaniques de composites taffetas verre/matrice acrylique en relation avec les propriétés d'adhésion des fibres sur la matrice" thèse doctorat l'université de lorraine 2015.
- [2] **J.M. Berthelot**, *Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures*. Paris; Londres: Editions Tec & Doc, 2005.
- [3] **Marc Marzano** *les matériaux composites GNFA* 2014.
- [4] **J. M. BERTHELOT**, *Matériaux composites comportement mécanique et analyse des structures*. Paris, Masson, 1992, 615 p.
- [5] **F. Monfort-Windels**. *Les composites renforcés de fibres de carbone* .SIRRIS.
- [6] **Reyne, Maurice**. "Technologie des composites, 2ème édition Hermès, pp36, p190." (1995).
- [7] **Baley, C.** "Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites, Tech." *L'ingénieur* 2013.
- [8] **ACHOUR, Toufik**. "Étude des techniques de réparation des structures composites endommagées." *Université Mentouri Constantine-Algérie* 2011.
- [9] **Chrétien, Gilbert**. *Matériaux composites à matrice organique: polymères et renforts type: caractéristiques, technologies de mise en forme: applications. Technique et documentation*, 1986.
- [10] **CINQUIN, Jacques**. *Les composites en aérospatiale*. Ed. Techniques Ingénieur, 2002.
- [11] **Mao, H., and S. Mahadevan**. "Fatigue damage modelling of composite materials." *Composite Structures* 58.4 (2002): 405-410.
- [12] **Laurent Gornet**. *Généralités sur les matériaux composites*. Engineering school. 2008.
- [13] **Paolo Vannucci**. *Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception*. Master. France. 2007.
- [14] **Donnet, Jean-Baptiste, and Roop Chand Bansal**. *Carbon fibers*. CRC Press, 1998.
- [15] **PINZELLI, R., and D. VANTHIER**. "Le Kevlar dans les articles de sport." *Composites* 27.2 (1987): 41-48.
- [16] **Jean-Marie Bartholot** *Mécanique des Matériaux et Structures Composites ISMANS Institut Supérieur des Matériaux Le Mans, France et Mécaniques Avancés* 2010.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [17] **Renard J.** « *Fatigue des matériaux composites renforcés de fibres continues* », *Techniques de l'ingénieur, TI, AM 5410, pp : 1-13, 2010.*
- [18] **Miner M.A.** 1945. "*Cumulative damage in fatigue.*" *Journal of Applied machanics*, vol 67, pp.159-164.
- [19] **Eve O.** « *Etude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse application aux structures aéronautiques* », *Thèse de doctorat, Université de Metz, France, 1999.*
- [20] **Said S.** 1991. "*Fatigue characteristics of asphalt concrete mixtures.*" *Rapport de recherche. Suède: Statens Väg-Och Trafikinstitut, 67 p.*
- [21] **G. Fortuné ANAGO**, 2000. *Endommagement par fatigue de l'aluminium cas du 1200 et 5005, thèse de doctorat, Université Nationale de Benin, p 103.*
- [22] **X. Pitoixet**, *Méthodes spectrales pour une analyse en fatigue des structures métalliques sous chargements aléatoires multiaxiaux. Thèse, Université Libre de Bruxelles 2001.*
- [23] **BENDOUBA Mostefa** *Etude de la fatigue des structures sous l'effet d'un état de contraintes multiaxiales Thèse doctorat, Université SBA Algérie 2013*
- [24] **Lise Angrand.** *Modèle d'endommagement incrémental en temps pour la prévision de la durée de vie des composites tissés 3D en fatigue cyclique et en fatigue aléatoire Université Paris-Saclay, 2016.*
- [25] **Mohamad Jabbado.** *Fatigue polycyclique des structures métalliques : durée de vie sous chargements variables. Mécanique des matériaux Ecole Polytechnique X France, 2006.*
- [26] **Zakoua GUÉDÉ** *Approche probabiliste de la durée de vie des structures sollicitées en fatigue thermique Sciences pour l'Ingénieur de Clermont-Ferrand Thèse Ingénieur IFMA pour obtenir le grade de Docteur d'Université 2005*
- [27] **Hervé ROGNON** *Comportement en fatigue sous environnement vibratoire : Prise en compte de la plasticité au sein des méthodes spectrales thèse École Centrale Paris (ED287) 2013*
- [28] **Abdelhamid saoudi** *prédiction de la rupture par fatigue dans les pièces automobiles en alliages aluminium thèse doctorat en ingénierie université du québec à chicoutimi 2008.*
- [29] **Nicolas Revest.** *Comportement en fatigue de pièces épaisses en matériaux composites. Matériaux. École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2011.*

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- [30] **J. ROUCHON** *Fatigue and Damage Tolerance Evaluation of Structures: the Composite Materials Response. NLR-TP-2009-221. Nationaal Luchten Ruimtevaart laboratorium NLR, National Aerospace Laboratory, Netherlands. 2009.*
- [31] **M. Kaminski, J. Maire, F. Laurin, C. Rakotoarisoa and H Hemon,** *"Méthodologies de prévision de durée de vie des composites," ONERA.*
- [32] **Thomas Jolliveta, Catherine Peyrache, Fabien Lefebvre** *Damage of composite materials 5th Fatigue Design Conference, Fatigue Design ScienceDirect Procedia Engineering 66 746 – 758 2013*
- [33] **M. Kaminski, F. Laurin, J.F. Maire, C. Rakotoarisoa, E. Hémon.** *Fatigue damage modeling of composite structures: the onera viewpoint. AerospaceLab, p. 1-12. 2015.*
- [34] **W. VAN PAEPEGEM** - *Fatigue Testing Methods for Polymer Matrix Composites. R. M. Guedes (Ed.), Creep and Fatigue in Polymer Matrix Composites, Woodhead Publishing, , pp. 461-493. 2011.*
- [35] **R.E. Horton and J.E. McCarty,** *Damage Tolerance of Composites, Engineered Materials Handbook, Vol 1, Composites, ASM International, 1987.*
- [36] **C. BATHIAS** - *An Engineering Point of View about Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. International Journal of Fatigue, 28 1094-1099. 2006*
- [37] **A. Brand, J. Flavenot, R. Gregoire and C. Tournier,** *Données Technologiques sur la fatigue, Senlis: CETIM, 1992.*
- [38] **J.W. WEETON, D.M. PETERS, K.L. THOMAS** - *Engineers' Guide to Composite Materials. American Society for Metals, 1987.*
- [39] **B. Lorrain.** *Etude des phénomènes de fatigue sous sollicitation uniaxiale d'un composite à matrice céramique. PhD thesis, Université Paul Sabatier - Toulouse, 1994.*
- [40] **F. Lachaud.** *Délaminage des matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique. PhD thesis, ENSICA, 1997.*
- [41] **I. Goupillaud.** *Comparaison des endommagements matriciels par fatigue mécanique et par cyclage thermique de composites structuraux. PhD thesis, ENSMA Poitiers, 1998.*
- [42] **A. Bezazi, A. El Mahi, B. Berthelot et B. Bezzazi.** *Analyse de l'endommagement des stratifiés en flexion 3-points : influence de la séquence d'empilement. In XVème congrès de mécanique, 2001.*

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- [43] **W. Van Papaegem.** *Development and finite element implementation of a damage model for fatigue of fiber-reinforced polymers. PhD thesis, Ghent University, 2002.*
- [44] **H. EL Kadi, F. Ellyin** ,*Effect of stress ratio on the fatigue of unidirectional glass/epoxy composite laminae, Composites 25(10), 917-924, 1994.*
- [45] **P.N.B. Reis, J.A.M. Ferreira, J.D.M. Costa, M.O.W. Richardson** *Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading Composites Science and Technology 69 154–160 2009*
- [46] **S. W. Tsai**, "*Frequency Effect on the Fatigue Life of a Laminated Composite,*" *Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference), ASTMSTP 674, Ed., American Society for Testing and Materials, , pp. 418-430. 1979*
- [47] **Sims, G.D., Gladman, D.G.** *Effect of Test Conditions on the Fatigue Strength of a Glass-fabric Laminate, Part A - Frequency, Plastics and Rubber: Materials and Applications, May, p 41. 1978*
- [48] **Shaoxiong LIANG** *Etude de comportement en fatigue des composites renforcés par fibres végétales. Prise en compte de la variabilité des propriétés .these doctorat de l'universite de bourgogne 2012.*
- [49] **ISO 13003**, *Fibre-reinforced plastic - Determination of fatigue properties under cyclic loading conditions, 2003.*
- [50] **BOLLER, H., NOWOTNY, H. & WITTMANN, A. Mh. Chem. 91, 1174. 1960**
- [51] **M J Owen and P T Bishop** *The significance of microdamage in glass-reinforced plastics at macroscopic stress concentrators Journal of Physics D: Applied Physics, Volume 5, Number 9 (1972)*
- [52] **R PRABHAKARAN, MK SRIDHAR** *Notch sensitivity of GFRP materials in the low cycle region - Reinforced plastics- Milestone 30, 1975*
- [53] **D. Schütz J.J. Gerharz** *Fatigue strength of a fibre-reinforced material Composites Volume 8, Issue 4, Pages 245-250 1977.*
- [54] **HARRIS ET AL** *FATIGUE, CIRCADIAN RHYTHM, AND TRUCK ACCIDENTS PP 133-146 1977*
- [55] **Lee RJ and Phillips DC**, *Proc First International Conference on Composites Structures, Paisley, Scotland (editor IH Marshall), (Applied Science Publishers, London), 536-554, 1981*
- [56] **P.T. Curtis, B.B. Moore** *rid a comparison of the fatigue performance of woven and non-woven cfrp laminates issue number: 8505 report/paper numbers: 9 1985*

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- [57] **Soutis C**, *Compos Engg*, 4, 317-327. 1994
- [58] **Xiao et Bathias** *Fatigue behaviour of unnotched and notched woven glass/epoxy laminates* *JiayuXiaoClaudeBathias Composites Science and Technology Volume 50, Issue 2, Pages 141-148* 1994
- [59] **Kawai M, Morishita M, Fuzi K, Sakurai T and Kemmochi K**, *Composites*, **A27**, 492-502. 1996,
- [60] **G. Curti, A. Geraci et A. Risitano**. *Un nuovo metodo per la determinazione rapida del limite di fatica*, volume 42. *ATA Ingegneria automobilistica*, 1989.
- [61] **L. Toubal**. *Approches analytique et expérimentale de l'endommagement par fatigue d'un composite carbone/époxyde*. PhD thesis, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 2004.
- [62] **G. Fargione, A. Geraci, G. La Rosa et A. Risitano**. *Rapid determination of the fatigue curve by the thermographic method*. *International Journal of Fatigue*, vol. 24, no. 1, pages 11 – 19, 2002.
- [63] **W.X. Yao, N. Himmel**, A new cumulative fatigue model for fiber-reinforced plastics, *Compos Sci Technol*, Vol. 60, pp. 59–64, 2000.
- [64] **I. J Broutman, S. Sahu**, *A new theory to predict cumulative fatigue damage in fibreglass reinforced plastics*. In *Composite Materials: Testing and Design (ASTM STP 497)*. American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, USA, pp. 170-188 1972.
- [65] **Adam T, Gathercole N, Reiter H, Harris B**. Life prediction for fatigue of T800/5245 carbon-fiber composites: II - variable-amplitude loading. *International Journal of Fatigue* 1994;16:533-47.
- [66] **Harris B, Gathercole N, Reiter H, Adam T**. Fatigue of carbon@bre-reinforced plastics under block-loading conditions. *Composites Part A* 1997;28A:327±37.
- [67] **M.S. Found**, Two-stage fatigue loading of woven carbon fibre reinforced laminates, *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* 26 (2003) 17–26.
- [68] **J.A. Epaarachchi, P.D. Clausen**, A new cumulative fatigue damage model for glass fibre reinforced plastic composites under step/discrete loading, *Composites Part A*. 36 (2005) 1236–1245.
- [69] **Z. Hashin, A. Rotem** A cumulative damage theory for fatigue life prediction. *Mat. Sci. Engng.* 34 (1978) 147-160.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- [70] **Hwang WB, Han KS.** *Fatigue of composite materials-damage model and life prediction. In: Composite materials fatigue and fracture, ASTM STP, vol. 1012;1989. p. 87–102.*
- [71] **Epaarachchi JA, Clausen PD.** An empirical model for fatigue behavior prediction of glass fibre-reinforced plastics composites for various stress ratios and test frequencies, *Composite A. Appli Sci Manuf* 2003;34:313-26 .
- [72] **Shiri, S., Pourgol-Mohammad, M., Yazdani, M.,** Effect of strength dispersion on fatigue life prediction of composites under two-stage loading, *Materials and Design* (2014), doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2014.08.056>
- [73] **A. Plumtree, M. Melo, J. Dahl,** *Damage evolution in a [± 45] 2 S CFRP laminate under block loading conditions, Int. J. Fatigue., 32(1) (2010) 139–145.*
- [74] **S. M. Marco, W.L Starkey,** *A concept of fatigue damage. Trans. ASME. 76 (1954) 627-632.*
- [75] **M. Bendouba, A. Aid, M. Benguediab,** *Fatigue Life Prediction of Composite Under Two Block Loading. ETASR.4 No.1 (2014) 587-590.*
- [76] **E.K. Gamstedt, B.A. Sjogren,** *An experimental investigation of the sequence effect in block amplitude loading of cross-ply composite laminates, Int. J. Fatigue , 24 (2002) 437–446.*
- [77] **F. Wu, W. Yao,** *A fatigue damage model of composite materials, Int. J. Fatigue. 32 (2010) 134–138.*