

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret

Faculté des Sciences Appliquées

Département de Génie Mécanique



PROJET DE FIN DE CYCLE

MASTER

Domaine : Sciences et Technologie

Filière : Génie Mécanique

Parcours : Master

Spécialité : Construction Mécanique

Thème

Etude numérique du comportement en fatigue
d'une structure fissurée latéralement
et réparée par patch en composite

Préparé par :

BOUZIANE Zineb fatma Zohra et BENAHMED Djamel Eddine

Soutenu publiquement le : 29/ 06/ 2022, devant le jury composé de :

M. MAKHFI. S	Maître de Conférences "B" (Univ. Ibn Khaldoun)	Présidente
M. SAAD. M	Maître de Conférences "B" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. BENAMAR. B	Maître Assistant "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. MOULGADA. A	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Encadrant

Année universitaire : 2021 - 2022



REMERCIEMENTS

Avant tout ; nous remercions Dieu de nous avoir aidé à faire notre thèse.

Nous tenons à adresser nos chaleureux remerciements à notre encadreur

M : MOULGAADA ABD ELMADJID qui nous a aidé à élaborer ce projet par ses conseils et soutient durant toute la période de notre projet.

Nos remerciements à tous les membres de jury pour l'honneur qu'ils nous ont fait en acceptant d'examiner ce travail.

Nos remerciements à nos enseignants qui ont contribué à notre étude.

Nos remerciements à tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin à réaliser ce mémoire surtout **LES PARENTS** qui nous a aider à élaborer ce travail.

Merci

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à tous ceux qui m'ont aidé de loin ou de proche pour sa réalisation.

À tous les membres de ma famille ...

Pour leur générosité et leur présence permanentes.

*Mon père, Ma mère, Mes Chères et Adorables Sœurs et frères
surtout mon grand-père Mohamed .*

*À mes chers neveux et nièces : ishak , ilyace , mohamed,
zakaria , celine , jawaher .*

À mes professeurs...

Pour leur aide et soutien pendant toute notre période de formation.

À tous mes chers amis...

Pour témoigner de la fraternité qui nous associe.

À tous mes proches amis, Pour leur soutien de moral.

zineb

Dédicaces

Je dédie ce projet :

A mon cher père

Qui m'a toujours poussé et motivé dans mes études. Merci énormément papa pour ton soutien plus que précieuse, merci pour ton grand cœur toutes vos qualités qui seraient trop longues à énumérer. Ma vie ne serait pas aussi magique sans ton présence et ton amour mon papounet d'amour

A ma très chère mère

La lumière de mes jours. Tu représente pour moi le symbole de la bonté par excellence, la source de tendresse et l'exemple du dévouement. Tu as toujours été présente à mes cotés pour me soutenir et m'encourager. Je dédie ce travail en témoignage de mon profond amour.

A mes chers, mon frère et ma sœur pour leurs encouragements permanents et leur appui et leur soutien moral, les mots ne suffisent guère pou exprimé l'attachement, l'amour et l'affection que je porte pour vous.

A mes chers amis

pour leurs encouragements continus, leur soutien et leur soutien moral, les mots ne suffisent presque pas pour exprimer

Enfin, a tous ceux qui ont contribué de près ou de loin a la réalisation de se travail

Djamel Eddine



Sommaire

Sommaire

Contenues

page

Remerciement

Dédicaces

Nomenclature

Introduction générale 01

Chapitre I : Etude détaillée sur la fatigue des matériaux.

I. Introduction 03

I.1. Historique 03

I.2. Définition de la Ténacité 04

I.3. Fatigue des matériaux 04

I.3.1. Esquisse sur le phénomène de la fatigue des matériaux 04

I.4. Définition d'un phénomène de fatigue 05

I.5. Phase de propagation d'une fissure en fatigue 06

I.5.1. L'initiation de la fissure : (phase A dans la figure) 06

I.5.2. La propagation stable : (phase B dans la figure) 06

I.5.3. La propagation rapide : (phase C dans la figure) 06

I.6. Utilisation de la mécanique de la rupture en conception 07

I.7. Mode de rupture 08

I.8. Fissuration par fatigue 09

I.8.1. Courbes de propagation des fissures 09

I.8.2. Rupture fragile 10

I.8.3. Rupture ductile 10

I.9. Diagramme représentatif 11

I.9.1. Diagramme de Wöhler 11

I.9.2. Courbe d'équiprobabilité de rupture 12

I.9.3. Diagramme de Haigh 13

I.9.4. Diagramme de Goodman 13

I.9.5. Diagramme de Ros 14

I.9.6. Diagramme de Moore- Kommers- Jaspers 14

I.10. Cycle de contrainte en fatigue 15

I.11. Faciès caractéristique des ruptures par fatigue 16

I.11.1. Faciès de fatigue à l'examen optique 16

I.11.2.Faciès de fatigue à l'examen microscopique.....	17
I.12.Influence des propriétés des matériaux sur la rupture.....	18
I.13.Critère de rupture et propagation.....	20
I.14.Critère d'énergie.....	20
I.15.Analyse dimensionnelle en mécanique de la rupture.....	15
Conclusion	24

Chapitre II Généralités sur les matériaux composites

II. Introduction.....	25
II.1.Définition	26
II.2.Les constituants de matériau composite.....	27
II.3.Les matrices.....	27
II.4.Les matrices thermoplastiques.....	29
II.5.Les matrices élastomères.....	29
II.5.1.Les matrices thermodurcissables.....	29
II.6.Les résines.....	30
II.6.1.Les divers types de résine.....	30
II.7.Les résines thermodurcissables.....	31
II.8.Les résines polyesters.....	31
II.9.les résines de condensation	33
II.10.Les résines époxydes	34
II.11.Les résines thermoplastiques.....	36
II.12.Les résines thermostables.....	36
II.13.Les renforts.....	37
II.13.1.Fibre d'origine minérale.....	38
II.13.2.Fibre de verre.....	38
II.14.Caractéristique distinctives.....	38
II.14.1.La fibre de carbone.....	39
II.14.2.Caractéristique distinctive.....	40
II.14.3.Les propriétés mécaniques des différents types des fibres de carbone.....	40
II.14.3.1.Fibre de bore.....	41
II.14.3.2.Fibre céramique.....	41
II.14.3.3.Fibre d'origine organique.....	42
II.14.3.3.1.Les fibres d'aramide.....	42

II.15.Caractéristique distinctive.....	42
II.16.Autres types de fibres.....	43
II.16.1.Interface.....	44
II.16.1.Les charges.....	45
II.16.2.Les additifs.....	45
II.17.Les matériaux composites structuraux.....	45
II.17.1.Monocouche ou pli.....	45
II.17.2.Composite stratifié.....	46
II.17.3.Composite sandwich.....	47
II.18.Avantage des composites.....	49
II.19.La mise oeuvre des matériaux composites	49
II.19.1.Moulage en contacts.....	50
II.19.2.Moulage par protection simultanés.....	51
II.19.3.Injection thermodurcissable BMC.....	51
II.19.4.Comprissions thermodurcissable SMC.....	52
II.19.5.Enroulements filamentaire (ou bobinage)	53
II.20.Application des matériaux composites.....	53
II.21.Industrie aérospatiale.....	54
II.22.Industrie des transports terrestres et maritime.....	56
Conclusion	57

Chapitre III : Résultats et interprétations des résultats

III.1. Introduction.....	58
III.2. Modèle de Forman / Mettu (NASGRO).....	58
III.3.Présentation du modèle.....	60
III.4. Résultats de la simulation.....	61
III.4.1.Plaque non réparée et réparée par patch en composite.....	61
III.4.2.Effet de la variation du rapport de charge.....	65
III.4.2.1. Effet du matériau 2024-T3 pour un rapport de charge fixe $R=0.3$	73
III.4.3. Effet du matériau 7075 T6 AL.....	74
III.4.3.1. Effet du matériau 7075 651 AL.....	75
IV. Conclusion.....	77
Conclusion générale.....	78

Références bibliographiques

Liste des figures

N°	figure	page
I.1	Axes de wagons de chemin de fer	03
I.2	courbe de Wöhler	04
I.3	L'amplitude de contrainte	05
I.4	. Représentation schématique de la propagation d'une fissure	07
I.5	Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MRL	07
I.6	Mode de rupture	08
I.7	Courbe de fissuration donnant la longueur de la fissure selon le nombre de cycles et le niveau de contrainte	09
I.8	Matériaux fragiles	10
I.9	Matériaux ductiles	10
I.10	Rupture ductile aciers X100	11
I.11	Allure de la courbe de Wöhler	12
I.12	Courbe d'équiprobabilité de rupture (résultats théoriques)	12
I.13	Diagramme de Haigh (résultats théorique)	13
I.14	Diagramme de Goodman	13
I.15	Diagramme de Ros	14
I.16	Diagramme de Moore-Kommers- Jaspers	14
I.17	Cycle de contrainte en fatigue	15
I.18	Les différentes formes de cycle de contrainte au cours d'essai de fatigue (Rabbe et al.2000)	16
I.19	Faciès de fatigue	17
I.20	Comportement en fonction de la ténacité	19
I.21	Fissure traversant de longueur $2a$ dans une plaque infinie	21
I.22	Comparaison entre l'approche classique et celle de la MLR	22
I.23	Différents cas d'éprouvettes avec fissure de bord	23
II.1	Constituants d'un matériau composite	27
II.2	Fibre de carbone	40
II.3	Présentation de l'interfaces matrices et fibre	44
II.4	Représentation schématique d'un pli	46
II.5	Représentation schématique d'un stratifié multidirectionnel	46

II.6	Représentation schématique d'un stratifié symétrique et équilibré Le plan moyen c'est le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur h du stratifié	47
II.7	Représentation schématique des différents constituants de la structure sandwich	48
II.8	Matériaux composite à âmes pleines	48
II.9	Moulage par contacts	50
II.10	Moulage par projection simultanés	51
II.11	Injection thermodurcissable BMC	52
II.12	Compression thermodurcissable SMC	52
II.13	Enroulements filamentaires	53
II.14	Réparation des matériaux composites dans l'A38(a) (source Airbus) et dans BoeingB787, (b) (source Boeing)	54
III.1	Interface des différents paramètres de l'équation de NASGRO	59
III.2	Présentation de notre modèle	60
III.3	Interface des différentes propriétés de l'alliage d'aluminium 2024 T3	61
III.4	Interface du rapport de charge $R=0$	61
III.5	Interface des différentes propriétés et les différentes orientations du Bore/Epoxy	62
III.6	Interface des propriétés et les dimensions de l'adhésif FM-73	63
III.7	Représentation de la plaque réparée par patch en composite	63
III.8	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le composite Bore/Epoxy	63
III.9	Interface des propriétés et le nombre de plis et leurs orientations du patch Graphite/Epoxy	64
III.10	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le composite Graphite/Epoxy	64
III.11	:Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy	65
III.12	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy	66
III.13	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy	66
III.14	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de	67

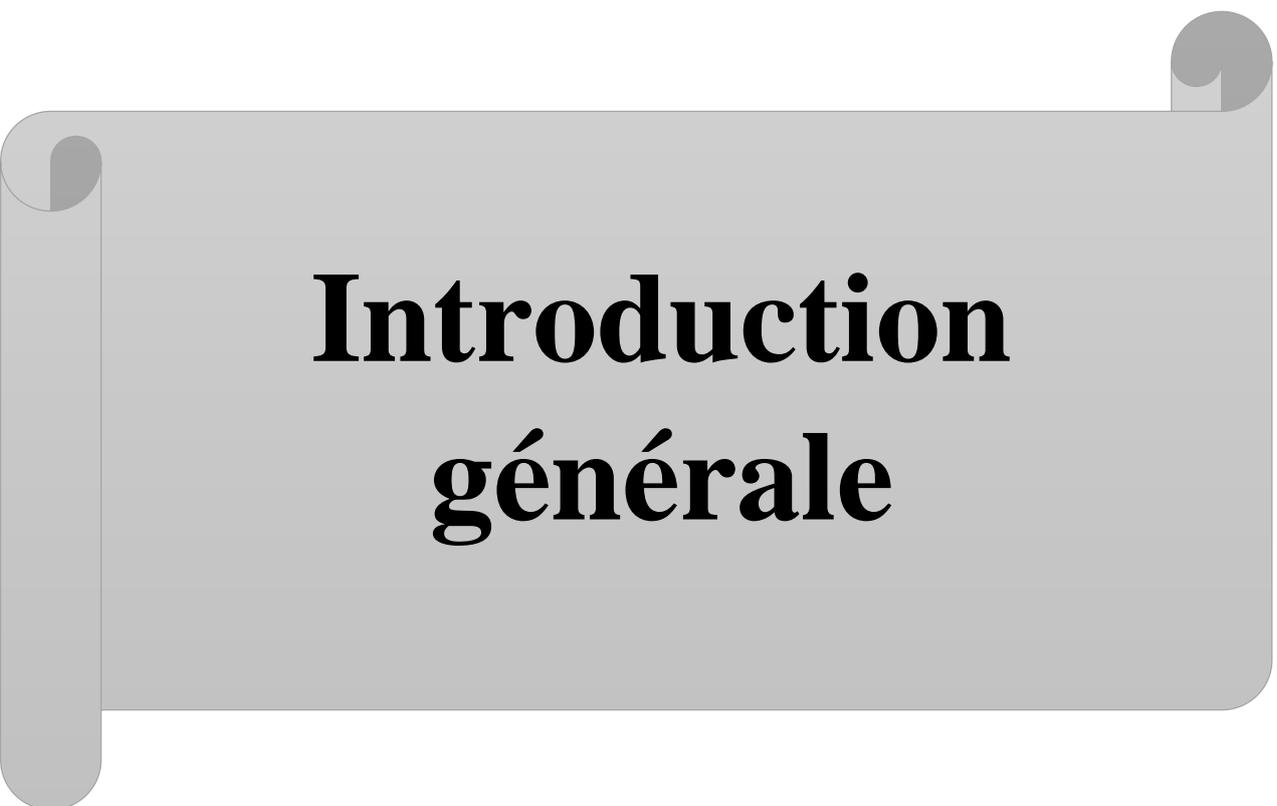
	la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy	
III.15	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy	67
III.16	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy	68
III.17	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour R=0.3	68
III.18	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy	69
III.19	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy	69
III.20	Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour R=0.45	70
III.21	Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue pour la plaque non réparée	70
III.22	Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour la plaque réparée par le patch graphite/époxy	71
III.23	Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue pour la plaque réparée par le patch Bore/Epoxy	72
III.24	Interface des différentes propriétés de l'alliage 2024 T3 AL	73
III.25	Effet du matériau 2024-T3AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy	73
III.26	Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075 T6 AL	74
III.27	Effet du matériau 7075 T6 AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy	74
III.28	Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075 651 AL	75
III.29	Effet du matériau 7075 651 AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy	75
III.30	Comparaison des différents matériaux pour la plaque sans réparation.	76

Liste des tableaux

N°	tableau	page
I.1	Faciès de rupture en fatigue	18
II.1	Différentes matrices des matériaux composites	28
II.2	Les caractéristiques des résines polyester	32
II.3	Les caractéristiques des résines de condensation	33
II.4	Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes	35
II.5	Les caractéristiques des résines thermoplastiques	36
II.6	Catégories de fibres de carbone selon leurs caractéristiques mécaniques	41
II.7	Différentes fibres des matériaux composites	43
II.8	Propriétés de quelques éléments renforts	44
III.1	Différents paramètres de l'équation de NASGRO pour les différents matériaux utilisés	59

NOMENCLATURE

H : longueur.....	mm
W : largeur.....	mm
e : l'épaisseur.....	mm
D : diamètre.....	mm
A : fissure sur la largeur.....	mm
C : fissure sur la longueur.....	mm
N : nombre de cycles.....	cycles
R : rapport de charge.....	/
σ_{min} : contrainte minimale.....	MPa
σ_{max} : contrainte maximale.....	MPa
U : coefficient de poisson.....	/
E : module d'Young.....	MPa
W_p : largeur du patch en composite.....	mm
H_p : longueur du patch en composite.....	mm
E_p : l'épaisseur du patch en composite.....	mm
E_a : l'épaisseur de l'adhésif.....	mm
G : Module de cisaillement.....	MPa



Introduction générale

INTRODUCTION GENERALE

L'étude de la durabilité d'un matériau ne revient pas systématiquement à estimer la durée de vie d'un système. Il s'agit en réalité de vérifier que l'assemblage assurera une fonction pérenne au cours de sa vie, et cela passe par une conservation de ses propriétés voire un abatement acceptable sous l'effet du vieillissement. Dans l'environnement aéronautique, les contraintes auxquelles le joint est soumis sont sévères. La durabilité des assemblages structuraux est un problème récurrent, d'une importance capitale pour les industriels du secteur aéronautique. En conditions de service, les assemblages collés structuraux sont généralement soumis à deux types de sollicitations qu'elles soient statiques ou périodiques : les contraintes mécaniques, les sollicitations environnementales, principalement l'humidité et la température. L'effet individuel ou combiné de ces sollicitations modifie non seulement le comportement de l'adhésif de l'assemblage mais agit également sur les interactions interraciales et les forces d'adhésion. Ces sollicitations sont donc les facteurs de la diminution de la résistance mécanique des assemblages, de la perte de la fonction adhérence et éventuellement d'une diminution de la durée de vie des assemblages collés.

Les alliages d'aluminium sont, de plus en plus utilisés dans les structures aéronautiques principalement du fait de leur faible densité. La conception de telles structures doit prendre en compte des sollicitations des vols ainsi que les risques d'apparitions de dommages en service. Ces sollicitations en fatigue de nature aléatoire, sont en fonction du type de structure, des conditions de service et des perturbations au sol et en vol.

L'étude de la propagation des fissures en fatigue des structures dépend de la nature des chargements appliqués (chargement à amplitude constante). Ces chargements sont caractérisés par plusieurs paramètres dont leurs influences sur la durée de vie en fatigue et la vitesse de fissuration est très significative du point de vue intégrité mécanique des structures. Le chargement à amplitude constante est caractérisé par l'amplitude de la contrainte et le rapport de charge.

Le constructeur recherche en permanence des solutions qui permettent de retarder ou de stopper l'avance de la fissure ; le chargement variable joue un rôle prépondérant et est caractérisé par des variations de spectres de chargement, soit par des surcharges ou des sous charges permettant ainsi de retarder ou accélérer l'avancée de la fissure de fatigue. Le spectre avec surcharges est caractérisé par le niveau de surcharge, le nombre de cycles de surcharge, le nombre de cycles avant et après surcharge et le rapport de charge.

Les chercheurs ont pu découpler l'endommagement par fatigue en trois étapes distinctes, une phase d'amorçage qui correspond à l'initiation des premières microfissures au sein matériau, une phase de propagation où les microfissures amorcées dans le matériau vont croître de façon stable et une phase de rupture où les fissures ont atteint une taille instable et provoquent la rupture de la pièce ou de la structure. La durée de chaque phase dépend de la forme du chargement appliquée et de son niveau. La forme du chargement se caractérise généralement par un spectre d'amplitudes constantes ou variables.

Notre mémoire est réparti en trois chapitres :

Le premier chapitre porte sur Etude détaillée sur la fatigue des matériaux.

Le deuxième chapitre est consacré à une présentation des généralités sur matériaux composites.

Le troisième chapitre est un ensemble de résultats avec des interprétations adéquates à notre étude de notre modèle.

En fin une conclusion illustrant tous les résultats de notre recherche, ainsi les perspectives désirées.

Chapitre I

**Etude détaillée sur
la fatigue des matériaux.**

I. Introduction :

La rupture est un problème auquel l'homme devra faire face aussi longtemps qu'il construira des édifices ou fabriquera des structures. Ce problème est de plus en plus crucial avec le développement, lié aux progrès technologiques, de structures complexes. Les avancées dans la connaissance de la mécanique de la rupture permettent aujourd'hui et plus précisément depuis le milieu du 20^{ème} siècle, de mieux prévenir le risque de rupture.

Cependant, beaucoup de mécanismes de rupture sont encore mal connus notamment lorsqu'on utilise de nouveaux matériaux ou de nouveaux procédés. Le coût des ruptures catastrophiques représente, d'après les études économiques réalisées depuis le début des années 80, près de 4% du PNB dans les pays industriels développés. On peut réduire ce coût d'environ 30% en appliquant correctement les concepts connus de la mécanique de la rupture et de 25% supplémentaires en développant davantage la recherche dans le domaine de la rupture.

I.1. Historique :

La fatigue a été mise en évidence et étudiée pour la première fois par l'ingénieur allemand Wöhler qui analysait les nombreuses ruptures d'axes de wagons de chemin de fer figure I.1 (a). Il montra grâce à des essais que le nombre de cycles jusqu'à la rupture d'un arbre dépendait de la contrainte maximale dans l'axe (contrainte de flexion variant entre plus et moins l'amplitude maximale à chaque tour de roue) et des détails géométriques de l'axe.

Wöhler fut ainsi le premier à établir des courbes de fatigue qui aujourd'hui portent son nom. La figure I.2 (b) donne un exemple de ces courbes telles que présentées par Wöhler. Elle montre le nombre de cycles avant rupture pour des aciers en fonction de la contrainte alternée appliquée aux échantillons. Ces résultats montrent la forte diminution de la durée de vie (du nombre de cycles) causée par la présence d'une concentration de contrainte dans l'éprouvette n reviendra sur la courbe de Wöhler et sur l'effet des concentrations de contrainte..



Figure I.1 (a) : Axes de wagons de chemin de fer

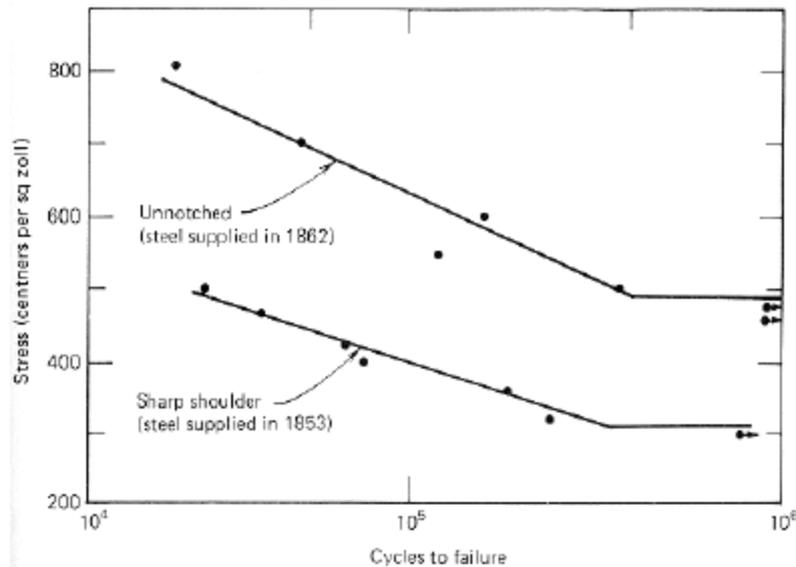


Figure I.2 (b) : courbe de Wöhler

I.2. Définition de la Ténacité :

Définition : La ténacité est la capacité d'un matériau à la propagation d'une fissure, elle caractérise par le champ d'action mécanique de la rupture et apparaît lorsque l'on rappelle que la rupture est un mode de défaillance gouverné par la fissuration.

I.3. Fatigue des matériaux :

I.3.1. Esquisse sur le phénomène de la fatigue des matériaux :

Sous chargement d'amplitude constante, il est généralement admis que les matériaux métalliques possèdent une limite de fatigue, c'est-à-dire qu'il existe un niveau de contrainte en dessous duquel aucun endommagement macroscopique de fatigue n'apparaîtra au bout d'un nombre de cycles très grand ((infini) en théorie). Différentes définitions physiques de la limite de fatigue existent. Dans certains cas, elle correspond à la contrainte minimale permettant l'amorçage d'une fissure à l'échelle du grain, celle-ci étant supposée se propager sous le même niveau de chargement jusqu'à rupture complète de la structure. Dans d'autres cas la limite de fatigue est définie comme une limite de non propagation d'une fissure amorcée depuis un défaut sous chargement cyclique. Cette définition fait suite à des observations microscopiques ayant permis de mettre en évidence la présence de fissures de fatigue amorcées dans certains grains situés à la surface d'une éprouvette et bloquées contre des barrières microstructurales pour des niveaux de contraintes inférieures à la limite d'endurance. Ce dernier cas est plus délicat à traiter dans la mesure où l'estimation de durée de vie à l'amorçage d'une fissure macroscopique fait intervenir de nombreux paramètres inhérents à la microstructure.

I.4. Définition d'un phénomène de fatigue :

On entend par fatigue ou endommagement par fatigue la modification des propriétés du matériau suite à l'application de cycles d'efforts, dont la répétition peut conduire à la rupture des pièces.

Ou fatigue des matériaux : détérioration progressive des matériaux sans déformation apparente, aboutissant à une rupture. La fatigue d'un matériau résulte de l'application répétée de contraintes. La rupture par fatigue apparaît de façon soudaine et imprévisible, contrairement à l'usure, à la déformation ou à la corrosion, qu'il est possible de détecter bien avant la rupture. L'étude de la fatigue des matériaux est particulièrement importante ; elle permet de déterminer la résistance mécanique d'éléments de machines et de structures soumises à des contraintes périodiques ou à des vibrations.

Les contraintes seront définies par l'amplitude maximale atteinte au cours d'un cycle et σ par la valeur moyenne de la contrainte σ_m , et par le rapport de la contrainte minimale à la contrainte maximale :

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

On est parfois conduit à distinguer la composante alternative σ_a de la composante statique σ_m . Ainsi, selon des valeurs relatives de ces deux composantes on distingue les essais sous sollicitation :

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

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

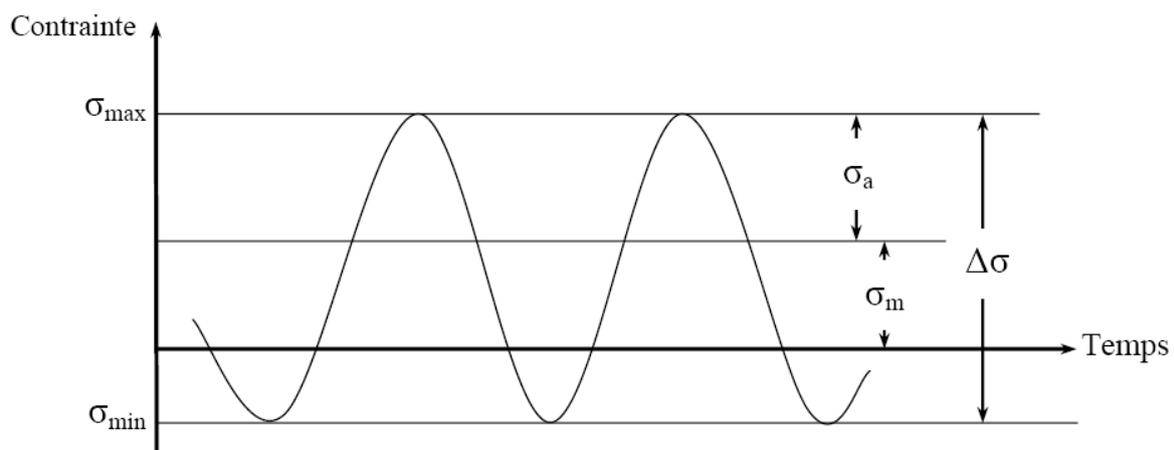


Figure I.3 : L'amplitude de contrainte.

-Alternée symétrique : $\sigma_m = 0$, $R = -1$

-Alternée dissymétrique : $0 < \sigma_m < \sigma_a$ et $-1 < R < 0$

-Répétée : $\sigma_m = \sigma_a$ $R = 0$

-Ondulée : $\sigma_m < \sigma_a$ $0 < R < 1$

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

On appelle endurance la capacité de résistance à la fatigue des pièces et des structures. D'une façon générale, il y aura fatigue toutes les fois que l'on est en présence d'efforts variables dans le temps. Ce qui est bien particulier à la fatigue et qui en fait le danger, c'est que la rupture peut se produire pour des contraintes apparentes relativement faibles, souvent bien inférieures à la résistance à la rupture et même à la limite d'élasticité du métal.

I.5.Phase de propagation d'une fissure en fatigue :

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

I.5.1.L'initiation de la fissure : (phase A dans la figure)

Est influencée principalement par la différence de contraintes $\Delta\sigma$, par le facteur de concentration des contraintes (facteur « normalisant » la géométrie du détail), par la microstructure du matériau, par la contrainte moyenne et par l'environnement, on admet que la phase d'initiation est terminée lorsque la fissure atteint une certaine dimension, souvent prise entre 0,1 mm et 0,25 mm. Pendant longtemps la dimension observable de la fissure minimale a été de 0,1mm.

I.5.2.La propagation stable : (phase B dans la figure)

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

I.5.3.La propagation rapide : (phase C dans la figure)

Qui conduit à la rupture de l'élément. Le nombre de cycles est ici très faible et la propagation très rapide. Mentionnons encore que la rupture fragile peut intervenir à n'importe quel moment,

alors qu'une rupture ductile à lieu après la phase de propagation rapide. Ce qui ne peut pas être décrite par la mécanique de la rupture linéaire élastique traditionnelle.

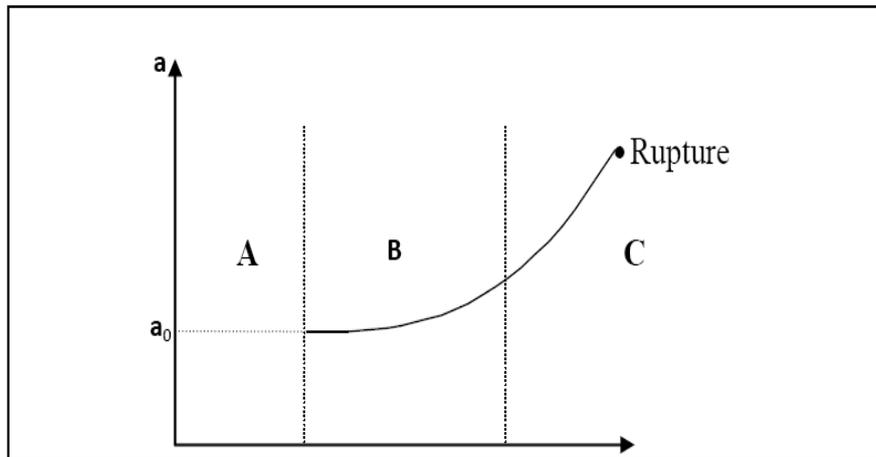


Figure I.4. : Représentation schématique de la propagation d'une fissure

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

Deux approches sont utilisées pour le dimensionnement des structures la première, la plus classique, repose sur la limite d'élasticité du matériau σ_E , alors que la seconde s'appuie sur le concept de ténacité K_c issu de la mécanique linéaire de la rupture (MLR).

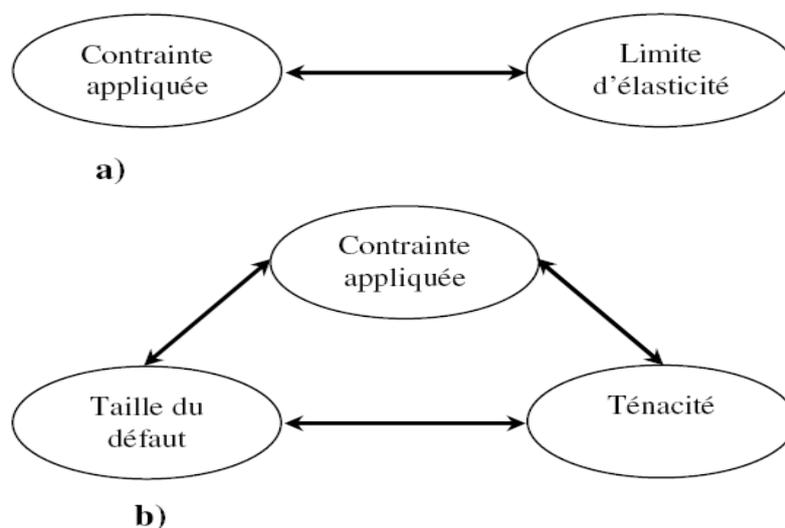


Figure I.5 : Comparaison de l'approche classique (a) et de l'approche utilisant la MRL

Dans le premier cas, les structures sont dimensionnées pour que les contraintes appliquées σ restent inférieures à la limite d'élasticité ($\sigma < \sigma_E$). Un coefficient de sécurité est en général introduit pour prévenir tout risque de rupture fragile ($\sigma < \alpha \sigma_E$ Avec $\alpha < 1$). Cette approche, qui est entièrement décrite par les deux variables σ et σ_E , fait donc abstraction de l'existence d'éventuels défauts sous forme de microfissures par exemple.

L'approche basée sur la mécanique linéaire de la rupture est en revanche à trois variables : la contrainte appliquée σ , la ténacité K_{Ic} (qui remplace la limite d'élasticité) et une nouvelle variable attachée cette fois-ci à la taille du défaut. Pour cette même approche, deux études alternatives sont possibles : l'une utilise un critère d'énergie et l'autre le concept d'intensité des contraintes critique. Ces deux études sont, sous certaines conditions, équivalentes.

Dans les deux prochaines sections, nous présentons brièvement ces deux études alternatives pour ensuite, en préciser les hypothèses et en exposer les calculs.

I.7.Mode de rupture :

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

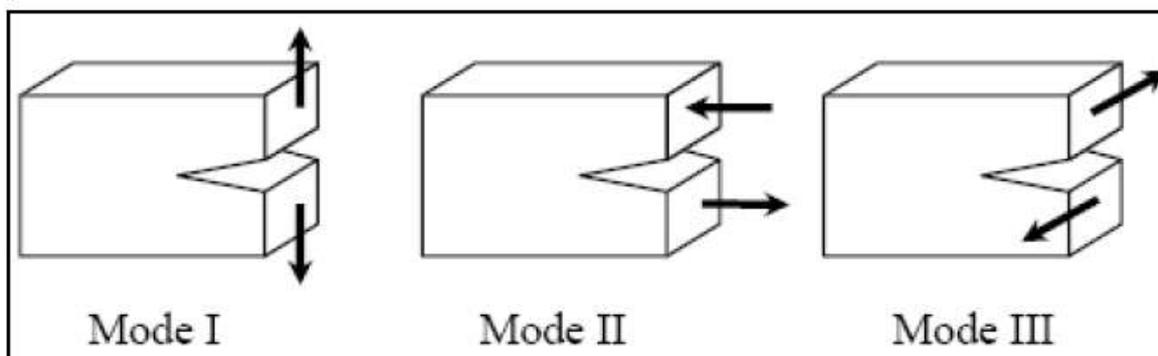


Figure I.6.: Mode de rupture

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

Le mode I est le plus dangereux pour l'extension d'une fissure ; cependant, une fois amorcée et pour des sollicitations mixtes ou des géométries complexes, la fissure a tendance à bifurquer, et reste donc rarement rectiligne (2D) ou plane (3D).

I.8.Fissuration par fatigue :

I.8.1.Courbes de propagation des fissures :

L'interprétation de la courbe de dommage, repose sur l'existence d'une taille critique de la fissure, qui dépend de la contrainte maximale des cycles, et au dessus de laquelle leur propagation serait irréversible (endommagement) et conduirait à la rupture. On a donc cherché à suivre la progression des fissures au cours de la fatigue.

On peut reporter les longueurs mesurées en fonction du nombre de cycle sous les différents niveaux de fissure. Ces courbes indiquent que l'importance relative des différentes étapes, amorçage et propagation, dépend de la contrainte maximale. On peut également reporter la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycle et tracer la courbe de fissuration de l'éprouvette ou des pièces considérées, soumise à la contrainte périodique maximales.

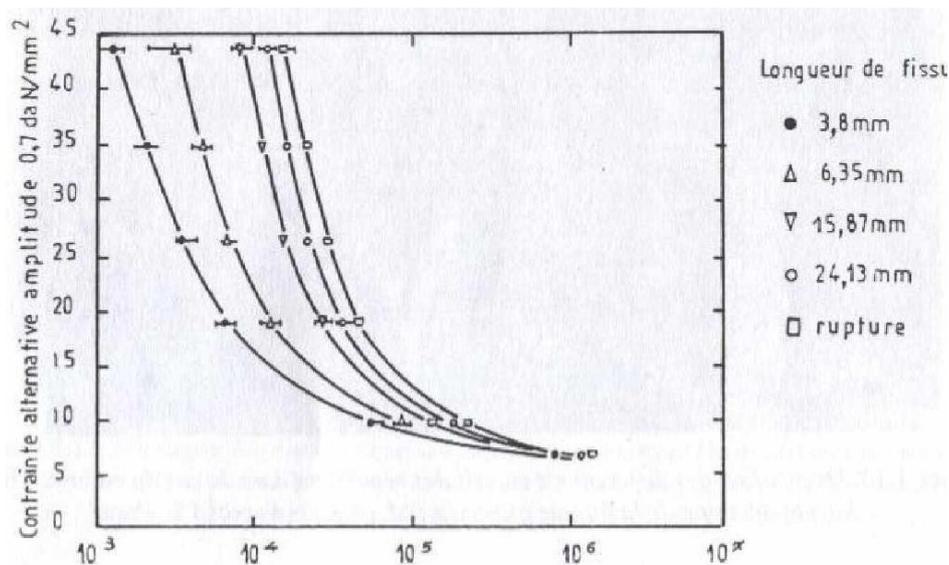


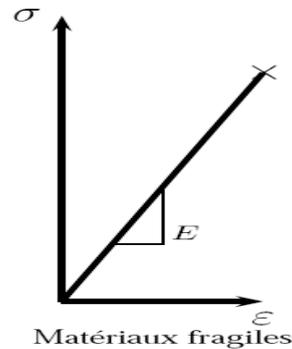
Figure I.7 : Courbe de fissuration donnant la longueur de la fissure selon la nombre de cycles et le niveau de contrainte

Les différents stades observés correspondent à :

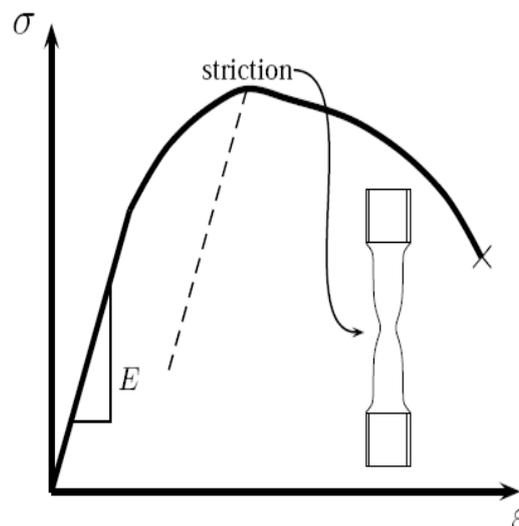
- un stade de croissance rapide des fissures, qui atteignent des longueurs de l'ordre de quelques microns en surface après quelques millions de cycles.
- un stade de progression plus lente de la fissure en surface, dont la durée dépend de l'amplitude de la contrainte.
- un stade de progression rapide,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

I.8.2.Rupture fragile :

C'est une rupture contrôlée par la contrainte normale ou contrainte de clivage ; elle se produit sans déformation plastique (mécanique linéaire de la rupture) : les ruptures sont transgranulaires (rupture dans un grain cohérent suivant des plans cristallographiques bien définis) ; on observe des ruptures brillantes avec des facettes.

**Figure I.8:** Matériaux fragiles**I.8.3.Rupture ductile :**

La rupture ductile est précédée d'une déformation plastique importante (mécanique non linéaire de la rupture). L'aspect est granuleux, on observe souvent des cupules liés à une décohésion autour des inclusions. Dans ce cas, suivant l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure, on différencie le cas de la plasticité confinée, de celle de la plasticité étendue d'un point de vue mécanique, on peut distinguer schématiquement, dans un milieu fissuré, trois zones successives.

**Figure I.9:** Matériaux ductiles

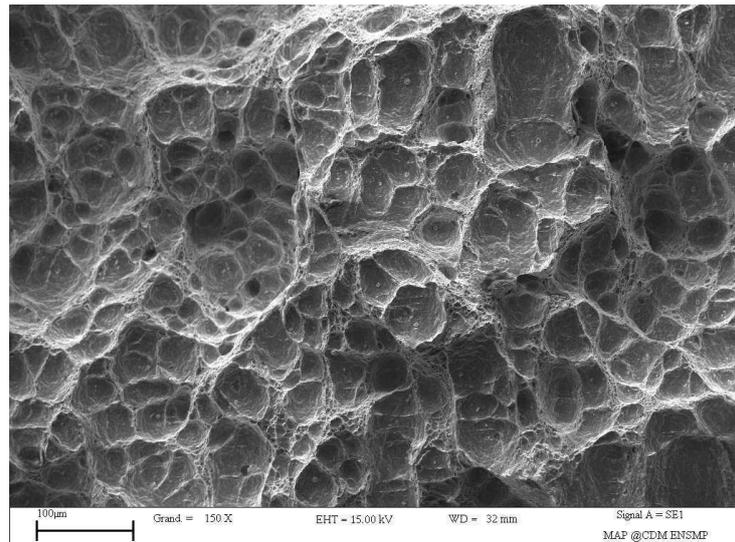


Figure I.10.: Rupture ductile aciers X100

I.9. Diagramme représentatif :

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

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

I.9.1. Diagramme de Wöhler :

(Courbe « S.N » dans les pays anglo-saxon (Stress - Number of cycles)) :

Cette courbe représente la variation d'une des contraintes dynamiques précitées en fonction du nombre de cycles à rupture (reporté sur échelle logarithmique).

Cette courbe partage le plan de coordonnées en trois domaines :

1-Domaine de la fatigue oligocyclique, ruptures surviennent après un petit nombre de cycle $N \leq 10^5$ cycles.

2-Domaine d'endurance limitée ($N > 10^5$ cycles) les ruptures surviennent systématiquement après un nombre de cycles croissants avec la décroissance des contraintes.

3-Domaine d'endurance illimitée où les ruptures ne se produisent pas avant un nombre de cycles supérieur à la durée de vie envisagée de la pièce.

Entre les deux derniers domaines la courbe de Wöhler présente un coude plus ou moins prononcé compris entre 10^6 et 10^7 cycles.

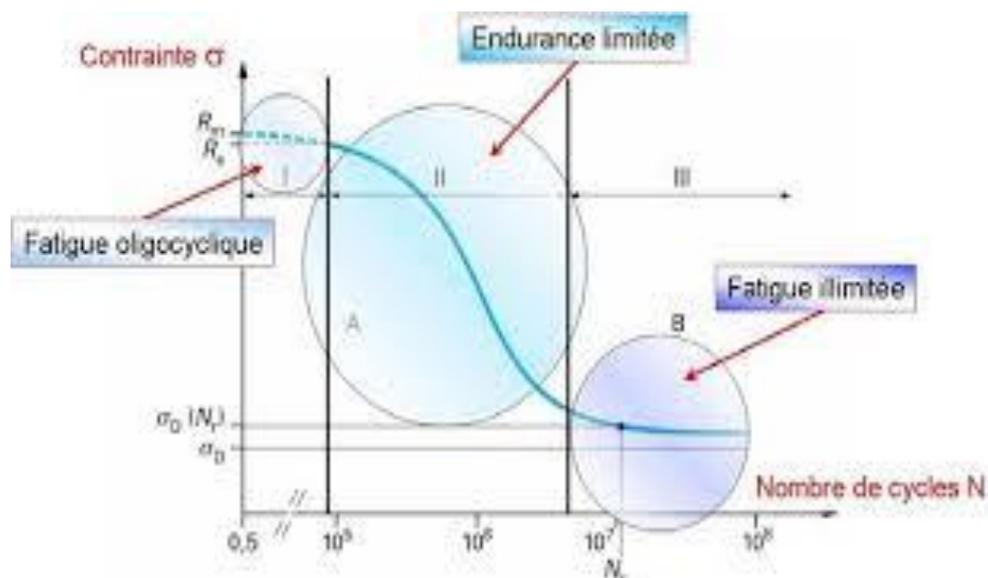


Figure I.11: Allure de la courbe de Wöhler

I.9.2. Courbe d'équiprobabilité de rupture :

(Courbes (P.S.N) dans les pays anglo-saxon)

La courbe de *Wöhler* dont nous venons de parler étant une courbe moyenne, son utilisation peut s'avérer délicate du fait que les valeurs relevées indiquent seulement que la pièce a « autant de chances de se rompre que de ne pas se rompre ».

Les courbes d'équiprobabilité de rupture, dont la courbe de Wöhler constitue un cas particulier ($p=50\%$ de rupture) sont alors tracées en sous trayant à la valeur moyenne une certaine valeur fonction de la probabilité de rupture recherchée.

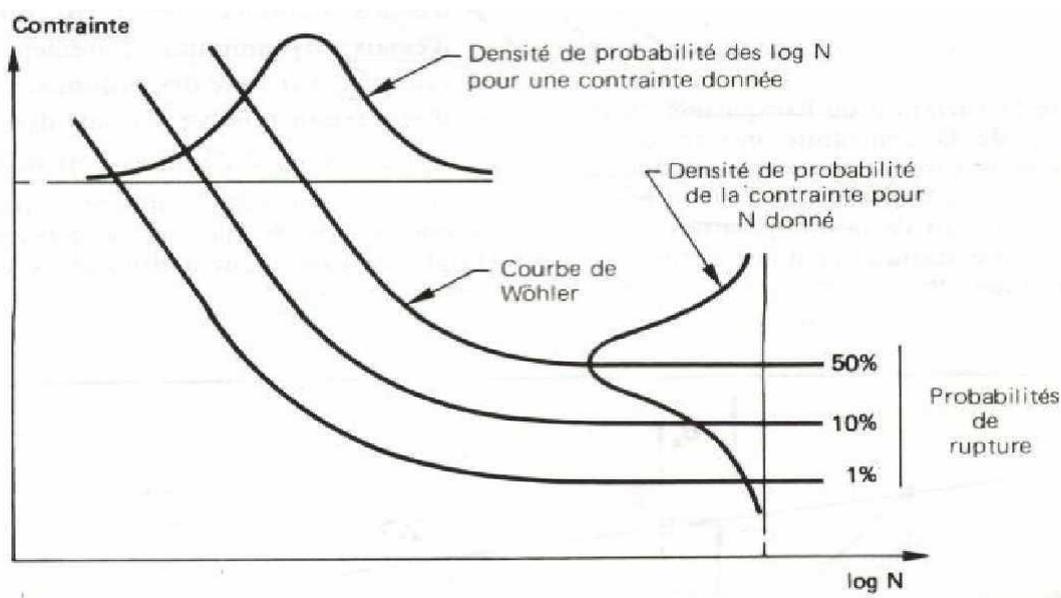


Figure I.12. : Courbe d'équiprobabilité de rupture (résultats théoriques)

I.9.3. Diagramme de Haigh :

Ce diagramme représente la variation de l'amplitude de la contrainte σ_a en fonction de la contrainte moyenne σ_m , pour un nombre de cycles à rupture.

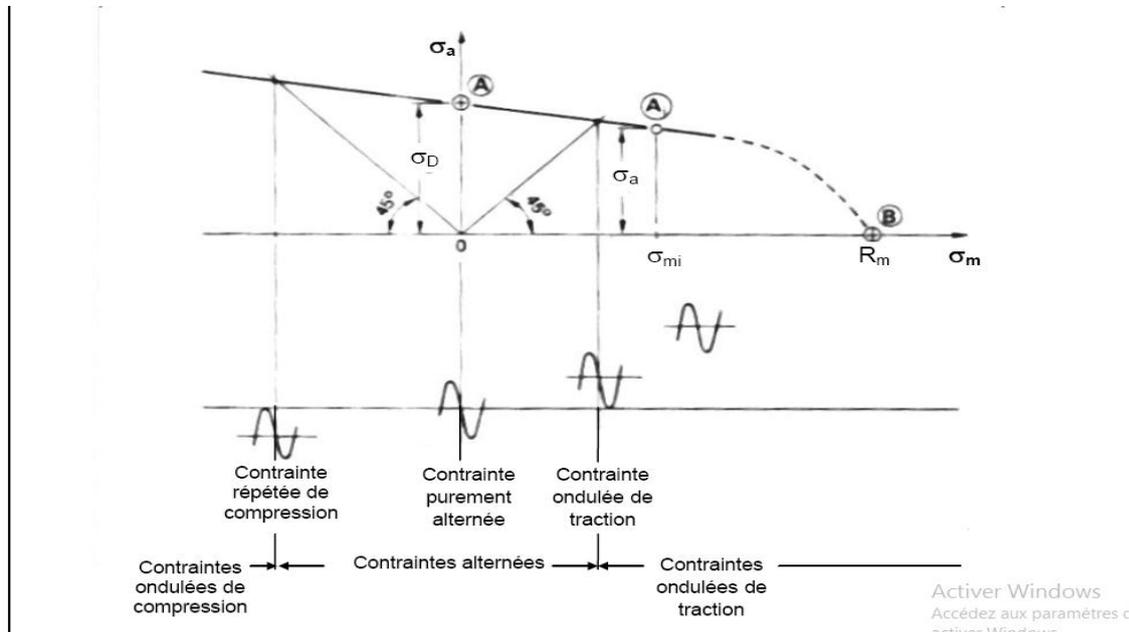


Figure I.13. : Diagramme de Haigh (résultats théorique)

I.9.4. Diagramme de Goodman :

Ce diagramme représente la variation des contraintes maximales σ_{max} et minimales σ_{min} en fonction de la contrainte moyenne figure (I.14) [20].

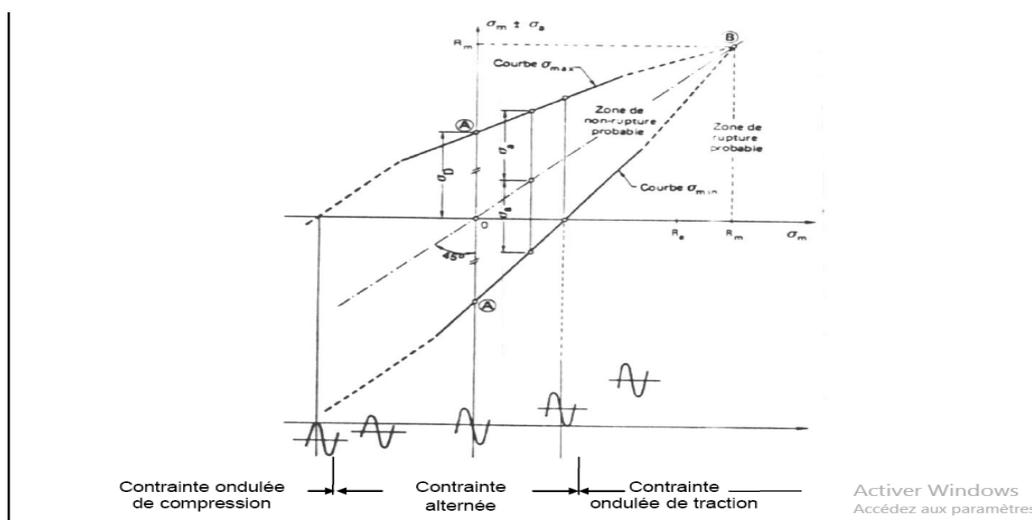


Figure I.14. : Diagramme de Goodman

I.9.5. Diagramme de Ros :

Essentiellement utilisé dans les pays anglo-saxon ce diagramme représente la variation de la contrainte maximale σ_{max} en fonction de la contrainte minimale σ_{min} figure (I.15) [20].

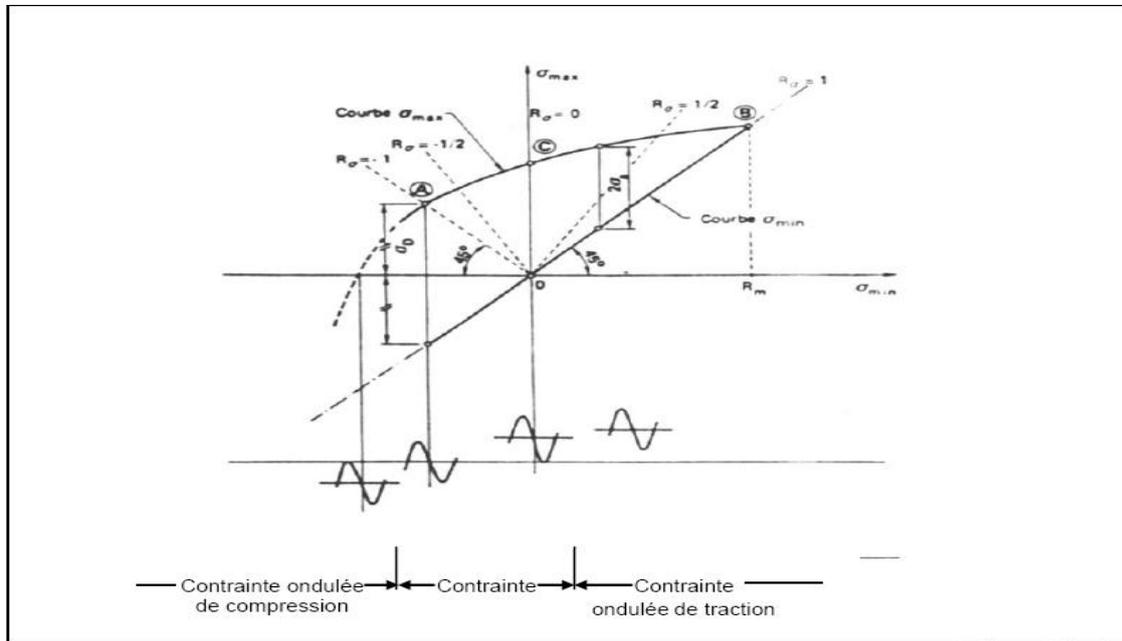


Figure I.15 : Diagramme de Ros

I.9.6. Diagramme de Moore- Kommers- Jaspers :

Relativement peu connu, essentiellement utilisé dans les pays germaniques, ce diagramme présente la variation de la contrainte maximale σ_{max} en fonction du rapport des contraintes $R = \sigma_{man}/\sigma_{min}$ figure (1.16) [20].

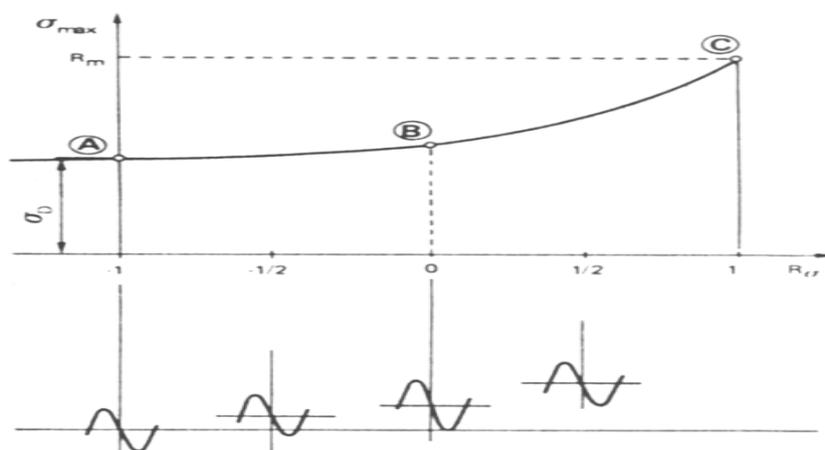


Figure I.16 : Diagramme de Moore-Kommers- Jaspers

I.10. Cycle de contrainte en fatigue :

Durant le processus de fatigue, les éprouvettes sont soumises à des sollicitations périodiques. La contrainte passe par un maximum σ_{max} et par un minimum σ_{min} . (Figure I.17). On en déduit

.La contrainte moyenne

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

.L'amplitude de contrainte

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

.L'étendue de variation de contrainte

$$\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min} = 2\sigma_a \quad (I.6)$$

.Rapport de charge R

C'est le rapport de la contrainte minimale sur la contrainte maximale.

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

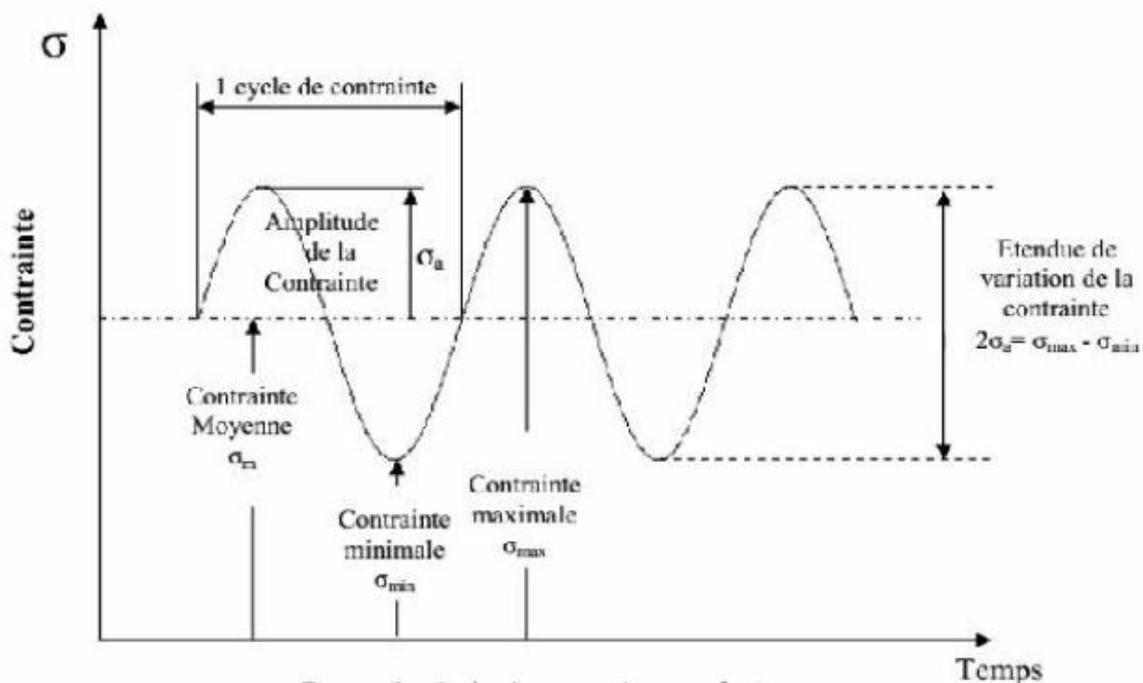


Figure I.17 : Cycle de contrainte en fatigue.

La figure I.17 met en évidence les différentes formes de cycles appliqués en fonction de la valeur du rapport de charge.

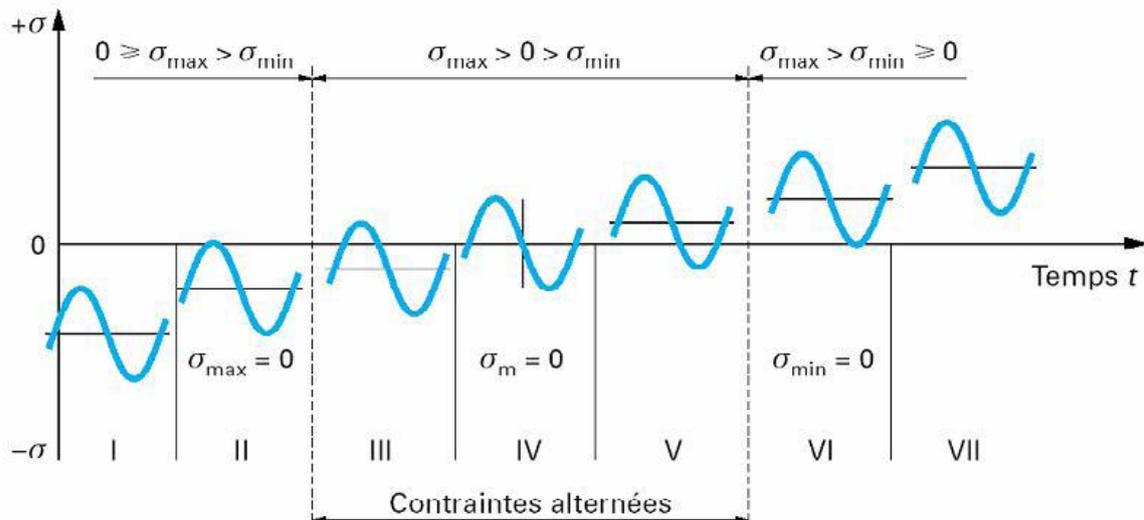


Figure I.18 : Les différentes formes de cycle de contrainte au cours d'essai de fatigue
(Rabbe et al.2000)

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

I.11.Faciès caractéristique des ruptures par fatigue :

L'examen attentif de toute rupture de pièces est une opération d'une grande importance dans le développement d'un produit. Pour l'observateur averti, de lui montrer les causes de rupture, donc envisager les remèdes à appliquer pour que cet état de fait soit supprimé [12].

I.11.1.Faciès de fatigue à l'examen optique :

Sur la section de la rupture, on observe à l'œil et à la loupe un nombre de caractéristiques (figure (1.16)) :

-Présence de deux zones distinctes d'importance variable selon l'amplitude des contraintes et la nature du matériau :

1-La rupture brutale avec faciès à grains ou à nerfs.

2-La fissure de surface avec une surface lisse.

-L'examen permet de déterminer aussi la nature des sollicitations (Tableau (I.1)).

I.11.2. Faciès de fatigue à l'examen microscopique :

Le microscope électronique à balayage (MEB) présente l'avantage de permettre un examen direct avec une gamme large et continue de grossissements et sous des orientations qui peuvent varier dans de larges limites, l'observation est complètement différente de celle observée optiquement :

-Rupture brutale (finale) :

a-Fragile : montre les clivages trans-granulaires lisses avec réamorçages par rivières lors des passages des joints de grains ou des clivages à languettes suivant des plans cristallographiques proches à forte densité, le sens de propagation de la rupture est indiqué par le sens des rivières.

b-Ductile : Montre des cupules (creux amorcés sur des précipitations) les deux faces de la rupture présentant ces cupules qui se produisent après une déformation plastique importante, lorsque les cupules ne sont pas équiaxes (ce qui généralement le cas sauf en traction pure), le sens de propagation est donné par le grand axe des cupules (figure (I.19)).

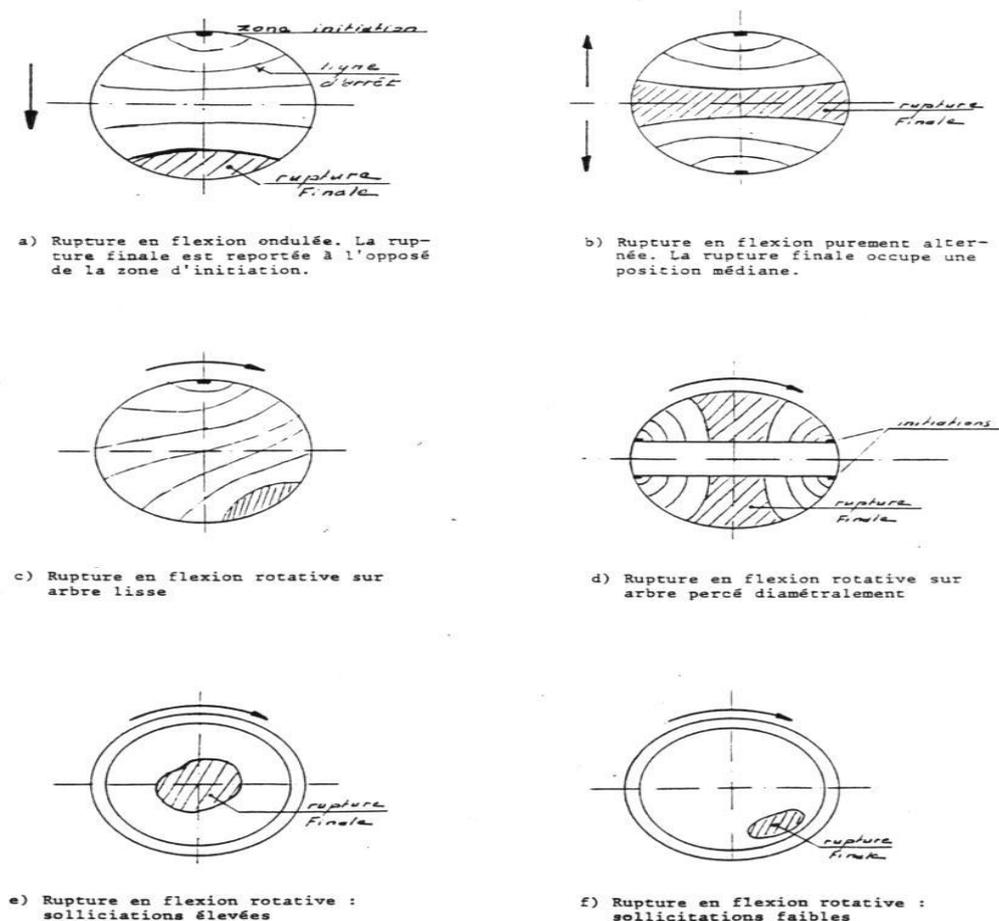


Figure I.19 : Faciès de fatigue

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

Tableau I.1. : Faciès de rupture en fatigue.

I.12. Influence des propriétés des matériaux sur la rupture :

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

La classification usuelle de ces concepts est la suivante :

-La mécanique linéaire de la rupture (MLR) pour les matériaux dont le comportement est essentiellement linéaire élastique, tels les alliages d'aluminium à précipitation durcissant, les aciers à haute limite élastique, les céramiques.

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

-La mécanique dynamique de la rupture (MDR), linéaire ou non linéaire, pour les métaux sollicités à grandes vitesses de déformation – dans ces conditions, le comportement peut aussi être viscoplastique.

-La mécanique viscoélastique de la rupture (MVER), essentiellement pour les polymères sollicités à des températures au dessous de la température de transition vitreuse.

-La mécanique viscoplastique de la rupture (MVPR) pour les polymères au dessus de la température de transition ou encore les métaux et les céramiques sollicités à haute température.

Remarque :

1-Si le temps n'agit pas en MLR et en MEPR, il intervient explicitement en MDR, MVER et MVPR.

2-La MEPR, la MDR, la MVER et la MVPR sont souvent regroupées dans le domaine élargi de la mécanique non linéaire de la rupture (MNLR).

Considérons à présent, une plaque fissurée chargée jusqu'à rupture. La figure I.20 schématise la variation de la contrainte à rupture en fonction de la ténacité du matériau.

-Pour les matériaux à faible ténacité où la contrainte à rupture varie linéairement avec le K_{IC} (relation **I.20**), la rupture fragile est le principal mécanisme qui gouverne la ruine de la structure. C'est la MLR qui décrit donc le mieux ce genre de comportement.

-Pour les matériaux à très haute ténacité, la MLR n'est plus valable puisque les propriétés d'écoulement du matériau gouvernent le mécanisme de rupture. Une simple analyse de chargement limite permet alors de dimensionner les structures.

-Pour les matériaux à ténacité intermédiaire, la MNLR est souvent appliquée.

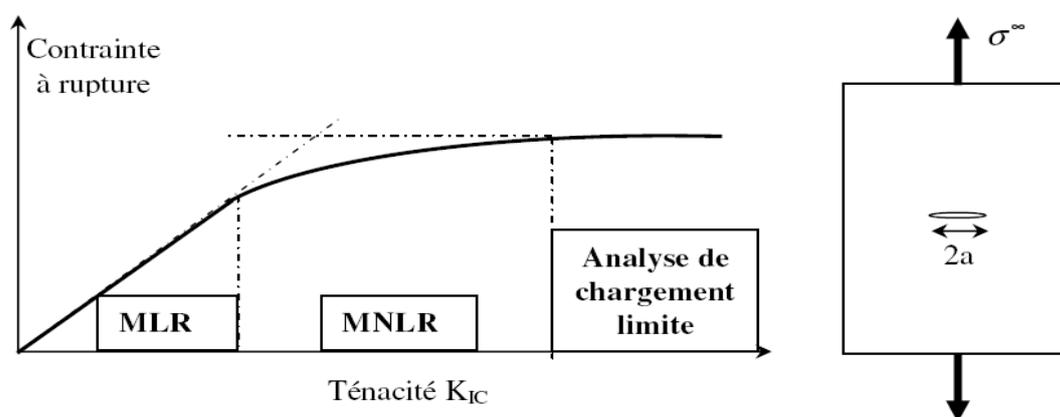


Figure I.20 : Comportement en fonction de la ténacité.

I.13.Critère de rupture et propagation :

Le calcul à la rupture est une méthode ancienne qui est associée à un coefficient de sécurité. ILS 'appuie sur la connaissance de la géométrie de la structure et des caractéristiques mécaniques du matériau utilisé pour sa fabrication. La mécanique de la rupture est une approche qui considère l'état de contraintes près d'une fissure ou d'un défaut géométrique. Elle permet de prévoir, en fonction des dimensions d'une fissure, de l'état de chargement, des caractéristiques du matériau et notamment de la ténacité, le chemin de propagation de cette dernière et la condition de rupture associée.

I.14.Critère d'énergie :

L'approche énergétique est basée sur le postulat suivant : l'extension d'une fissure qui conduit à la rupture se produit lorsque l'énergie fournie est suffisante pour vaincre la résistance du matériau. Cette résistance se compose de l'énergie de création de surface, de l'énergie de plastification de l'extrémité de la fissure, et éventuellement d'autres Types d'énergies dissipatives associées à la propagation d'une fissure.

-Griffith fut le premier à proposer un critère d'énergie pour la rupture des matériaux fragiles, critère ensuite étendu aux matériaux ductiles par d'autres auteurs (dont Irwin et Orowan).

- L'énergie de Griffith notée G (qu'on appelle aussi taux de restitution d'énergie), est définie en liaison avec la variation d'énergie par unité de surface fissurée, associée à la propagation d'une fissure dans un matériau linéaire élastique. La rupture se produit lorsque G atteint une valeur critique G_c . Cette valeur est en fait une mesure de la ténacité du matériau.

-Pour une fissure de longueur $2a$ (figure I.2) dans une plaque de dimensions infinies (c'est à dire lorsque la longueur de fissure est très petite par rapport aux dimensions de La plaque dans la plan de chargement) constituée d'un matériau de module d'Young E et soumise à une contrainte nominale de traction σ^∞ , l'énergie de Griffith G par unité de surface fissurée est donnée par :

$$G=\pi(\sigma^\infty)^2 a/E \quad (I.8)$$

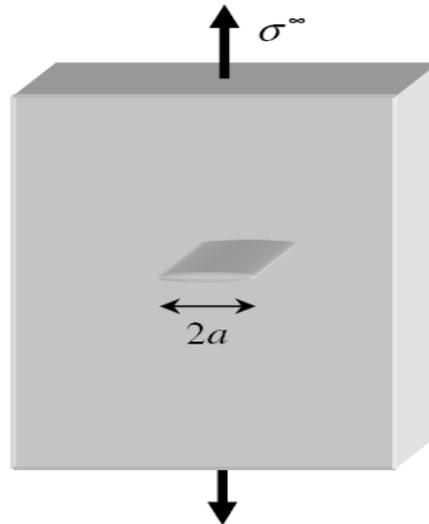


Figure I.21 : Fissure traversant de longueur $2a$ dans une plaque infinie

-La rupture se produit lorsque la contrainte appliquée σ^∞ , devenue trop grande, atteint une certaine valeur σ_R . Par conséquent, si G_c désigne la valeur critique de l'énergie obtenue pour la contrainte appliquée σ_R , la relation précédente donne la formule :

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

-Notons que pour une valeur fixée de G_c , la contrainte à rupture σ_R varie avec $\frac{1}{\sqrt{a}}$; de même, si les valeurs G_c et σ^∞ sont fixées, la longueur de défaut critique a_c à laquelle la rupture se produit, est donnée par :

$$a_c = \frac{EG_c}{\pi(\sigma^\infty)^2} \quad (\text{I.10})$$

-La figure I.3 illustre bien la différence entre l'approche classique qui fait abstraction de l'existence d'une fissure (le critère de rupture est $\sigma^\infty = \sigma_E$) et l'approche par la MLR qui prend en compte la présence de la fissure (σ^∞ proportionnelle à $1/\sqrt{a}$). La zone de non rupture située sous les deux courbes représentant les approches précédentes qui montre chacune des deux zones limitées par la longueur de défaut a_0 , correspond à une approche particulière.

-L'énergie de Griffith G_c est la force motrice dans un matériau dont la résistance à la rupture est donnée par $G_c.C_e$. Ce qui peut être mis en analogie avec l'approche basée sur la Limite d'élasticité où la contrainte joue le rôle de force motrice dans un matériau dont la résistance à la déformation plastique est donnée par la limite d'élasticité σ_e .

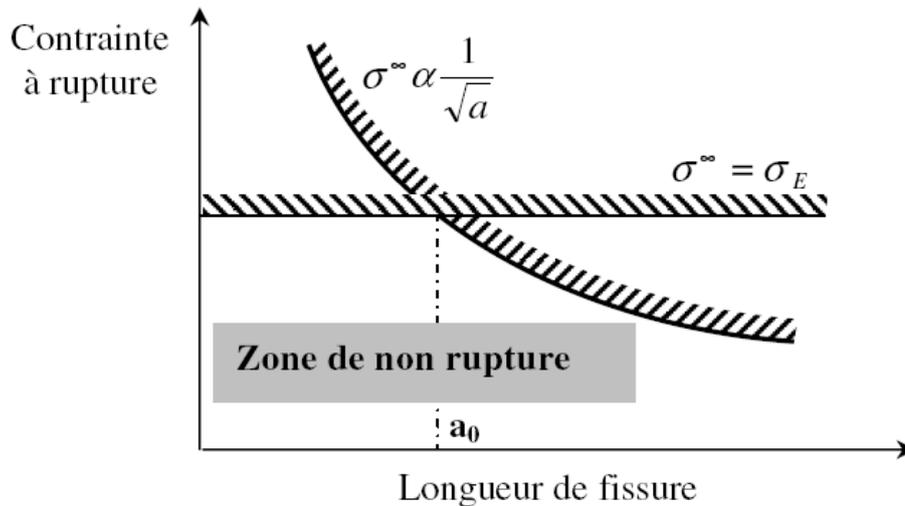


Figure I.22 : Comparaison entre l'approche classique et celle de la MLR.

-Cette analogie illustre aussi le concept de similitude. La limite d'élasticité d'un matériau, mesurée à partir d'essais sur des éprouvettes de laboratoire, est indépendante de la taille des éprouvettes et peut donc être utilisée pour des structures de tailles différentes dès lors que le matériau est raisonnablement homogène. Ce principe de Similitude est l'une des hypothèses fondamentales de la mécanique de la rupture : la ténacité d'un matériau (mesurée par G_c) est indépendante de la taille et de la géométrie de la structure fissurée. Cette hypothèse de similitude reste valable tant que le Comportement du matériau demeure linéaire élastique.

I.15. Analyse dimensionnelle en mécanique de la rupture :

L'analyse dimensionnelle est un outil important pour l'étude de la mécanique de la Rupture.

-Pour décrire cette approche, nous considérons les configurations de chargement représentées sur la figure I.23, où les différentes géométries de structures fissurées sont soumises à la même contrainte σ^∞ loin de la fissure. Comme il s'agit de problèmes plans, l'épaisseur des structures n'intervient pas.

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

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

-Le cas de la figure I.23c se présente sous la même configuration de chargement que le cas I.23b mais cette fois-ci, avec un matériau élastoplastique (élastique plastique parfait). Deux autres variables doivent être considérées : la limite d'élasticité σ_e du matériau et la taille r_p de la zone plastifiée qui se forme à l'extrémité de la fissure.

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

$$\sigma_{ij} = f(\sigma^\infty, \sigma_E, E, \nu, a, r, L, r_p, \theta) \quad (I.11)$$

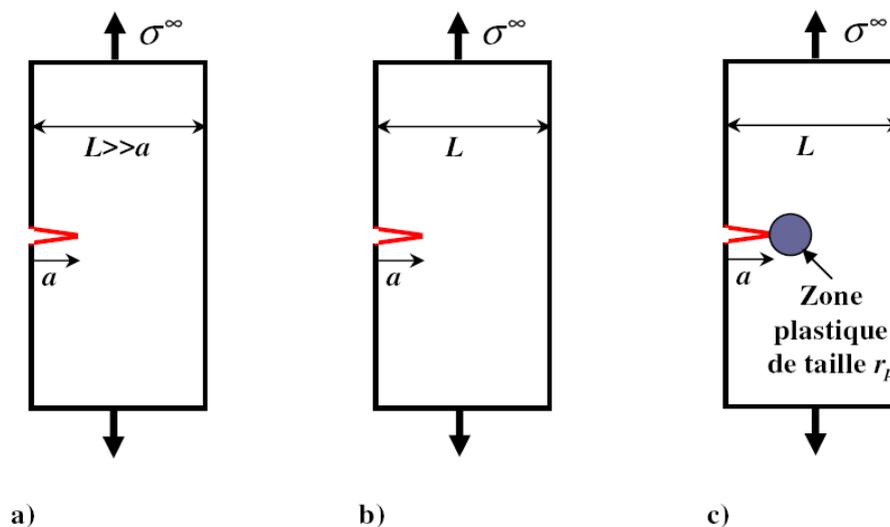


Figure I.23: Différents cas d'éprouvettes avec fissure de bord.

-Dans le cas de la figure 1.7a par exemple, cette fonction se réduit à :

$$\sigma_{ij} = f_1(\sigma^\infty, E, \nu, a, r, \theta) \quad (I.12)$$

-L'analyse dimensionnelle (théorème de Buckingham) permet alors d'écrire :

$$\frac{\sigma_{ij}}{\sigma^\infty} = F_1\left(\frac{E}{\sigma^\infty}, \frac{r}{a}, \nu, \theta\right) \quad (I.13)$$

-Pour le cas de la figure I.7 b, l'analyse dimensionnelle donne la formule :

$$\frac{\sigma_{ij}}{\sigma^\infty} = F_2\left(\frac{E}{\sigma^\infty}, \frac{r}{a}, \frac{L}{a}, \nu, \theta\right) \quad (I.14)$$

-Où la largeur L de la plaque est la variable additionnelle

-Dans le cas de la figure I.23c, il vient la relation :

$$\frac{\sigma_{ij}}{\sigma^\infty} = F_3\left(\frac{E}{\sigma^\infty}, \frac{\sigma_E}{\sigma^\infty}, \frac{r}{a}, \frac{L}{a}, \frac{r_p}{a}, \nu, \theta\right) \quad (I.15)$$

-Où σ_E et r_p sont les deux autres variables additionnelles

-La relation I.15 correspond à un comportement élastique linéaire du matériau pour

Lequel la MLR s'applique. Si $L \gg a$, autrement dit si la taille de la fissure est faible par rapport à la largeur L de l'éprouvette, il n'y a plus d'effet de bord et L n'est plus considérée comme une dimension caractéristique : on retrouve alors la relation I.13.

-La relation I.14 correspond à un comportement élastique plastique parfait décrit par la MLNR. Lorsque la taille de la zone plastifiée est négligeable par rapport à la longueur de la fissure ($r_p \ll a$) et que la contrainte appliquée est faible par rapport à la limite d'élasticité du matériau ($\sigma^\infty \gg \sigma_E$), on retrouve la relation I.15. Ce qui était prévisible puisque c'est précisément dans ces conditions ($r_p \ll a, \sigma^\infty \ll \sigma_E$) que la MLR s'applique.

Conclusion :

Pour les matériaux à comportement ductile, la contrainte moyenne de rupture est la contrainte de rupture car il y a peu de dispersion et elle ne dépend pas du type de chargement, par contre, pour les matériaux à comportement fragile, la contrainte moyenne de rupture dépend de plusieurs facteurs et doit être associée à une probabilité de rupture,

Les défauts initiaux jouent un grand rôle dans la tenue des matériaux à comportement fragile, dans tous les types d'essais, ils sont la principale cause de rupture, Il ressort également des résultats expérimentaux présentés dans ce chapitre que l'analyse statistique est le meilleur moyen de prendre en compte les défauts. Ces aspects statistiques conduisent à des propriétés caractéristiques des matériaux à comportement fragile, en particulier les céramiques massives : les effets D.V.H. (D : effet de la distribution de défauts, V : effets de volume ; H : effets d'hétérogénéité des contraintes sur la contrainte de rupture).

Ces différents essais sont rarement découplés dans une série d'essais effectuée sur les mêmes matériaux, ce qui rend leur identification précise difficile. Par exemple, seuls les essais sur béton permettent d'isoler l'influence de l'effet de la distribution de défauts seul.

Chapitre II

Généralités sur les matériaux composites.

II. Introduction

Un matériau composite est défini comme étant un assemblage d'au moins deux constituants non miscibles, mais ayant une forte capacité d'adaptation. Les qualités respectives des constituants associés se complètent pour former un matériau aux performances mécaniques, thermiques, électriques et/ou physico-chimiques améliorées. Le développement des matériaux composites ayant une ou plusieurs de ces propriétés particulières répond généralement à un besoin spécifique. Il est ainsi possible de créer des matériaux hétérogènes permettant par exemple, de réduire la masse d'une pièce, tout en améliorant ses propriétés mécaniques, grâce à l'association d'un renfort fibreux et d'une résine organique. L'adaptabilité de ce matériau en fait un atout incontestable qui explique son utilisation de plus en plus répandue, notamment dans l'industrie du transport (aérien, maritime et ferroviaire), des sports et loisirs, et depuis peu dans l'industrie du bâtiment.

Le matériau composite est constitué d'un renfort, qui contribue aux propriétés mécaniques de la pièce, et d'un liant, appelé matrice. Le rôle de la matrice est d'assurer la cohésion entre les éléments du renfort, mais aussi de transférer les flux d'efforts entre les plis, de garantir la tenue à l'environnement (corrosion, vieillissement humide) et la tenue en température.

Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites qui peuvent être classés suivant différents critères. La nature de la matrice est un de ces critères qui permet de répartir les composites en trois grandes familles.

- Les Composites à Matrices Organiques (CMO), telles que les polymères organiques (résine thermodurcissable ou thermoplastique) ;
- les Composites à Matrices Céramiques (CMC) réservés aux applications à haute température ;
- les Composites à Matrice Métallique (CMM).
- les Composites à Matrice Minérale.

Ces matériaux peuvent aussi être classés selon la nature du renfort, détaillée ci-après ou selon l'objectif recherché via leurs utilisations. Si l'optimisation des coûts est le principal objectif, on parlera de composites 'grande diffusion'. En revanche, pour une utilisation dans le

but d'optimiser les performances mécaniques ou thermiques, liées à une réduction de poids, on parlera de composite 'hautes performances'.

Les matrices métalliques (aluminium, titane...) et céramiques sont d'un emploi encore limité ; utilisées pour des températures de service très supérieures à 300°C. Elles sont réservées à des applications particulières (aéronautique, balistique), pièces thermomécaniques ...) [12].

II.1.Définition :

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs. On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements de fibres, les renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible. La matrice assure la cohésion et l'orientation des fibres, elle permet également de transmettre les sollicitations auxquelles sont soumises les pièces. Les matériaux ainsi obtenus sont très hétérogènes et anisotropes.

Les composites à matrices organiques étaient considérés comme les matériaux les plus utilisés pour la formulation des matériaux composites, il y a seulement une trentaine d'années, comme des curiosités de laboratoire.

Ils ont atteint maintenant le stade industriel ou ils concurrencent l'aluminium et ses alliages, voire l'acier dans certains cas.

La résistance mécanique élevée des fibres de renfort et la faible densité des résines permettent d'obtenir des caractéristiques spécifiques (caractéristique densité) élevées.

Le gain de poids réalisé a été une des principales raisons du développement de ce type de matériau, en permettant, par exemple :

- .Une consommation moindre de carburant (aviation, automobile)
- .Une vitesse supérieure ou une portée plus longue (missiles stratégiques, sports de compétition).
- .Une charge utile plus élevée (transport, applications spatiales) [13].

II.2. Les constituants de matériau composite

Un matériau composite résulte de l'assemblage d'au moins deux matériaux de nature différente, non miscibles, se complétant et permettant d'obtenir un matériau dont les performances globales sont améliorées (Figure. II.1), vis-à-vis d'un besoin spécifique, par rapport à celles de ses constituants élémentaires.

Les composites les plus employés pour la conception des structures froides dans le domaine aéronautique sont constitués de matrice organiques et de fibres et constituent la classe des CMO (Les Composites à Matrices Organiques).

Les fibres (le plus souvent de carbone dans le domaine aéronautique, ou parfois de verre) assurent dans leur direction l'essentiel de la rigidité et de la résistance du matériau final.

Elles peuvent être continues, on parle de fibres longues (les plus courantes dans le domaine d'application qui concerne ce travail), ou discontinues : fibres coupées ou fibres courtes [14].

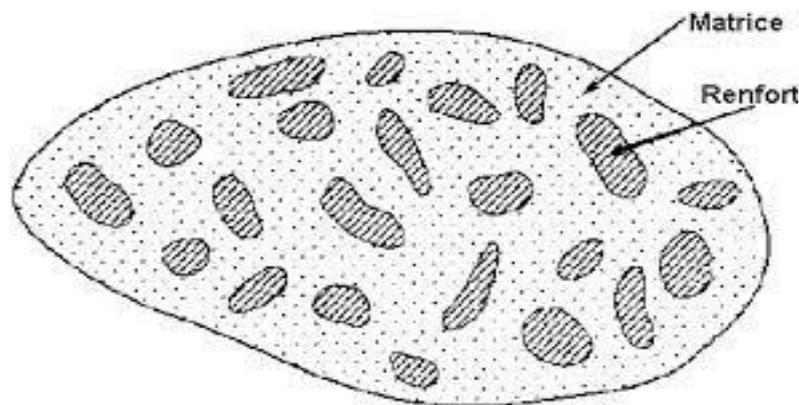


Figure II.1 : Constituants d'un matériau composite

II.3. Les matrices :

Le rôle de la matrice est de lier les renforts sous forme compacte et de donner la forme finale à la pièce. De plus elle permet de transférer les charges entre les fibres et de les protéger contre l'environnement. Les performances générales du composite sont très liées à la nature de la matrice, notamment pour la tenue à long terme.

Comme décrit sur le tableau II.1, il existe différentes catégories de matrices qui regroupent les matrices organiques, minérales, céramiques et métalliques. Le choix d'une matrice pour une application donnée se base sur différentes propriétés :

- les propriétés d'adhésion et de compatibilité avec les renforts.
- les propriétés mécaniques et de résistance à la fatigue : si les composites montrent des propriétés en fatigue comparables à celles des métaux, leur résistance dépend des propriétés de ténacité des matrices.
- l'absorption d'eau : selon la nature des composants, une sensibilité à la présence d'eau plus ou moins importante implique un vieillissement prématuré de la matrice.

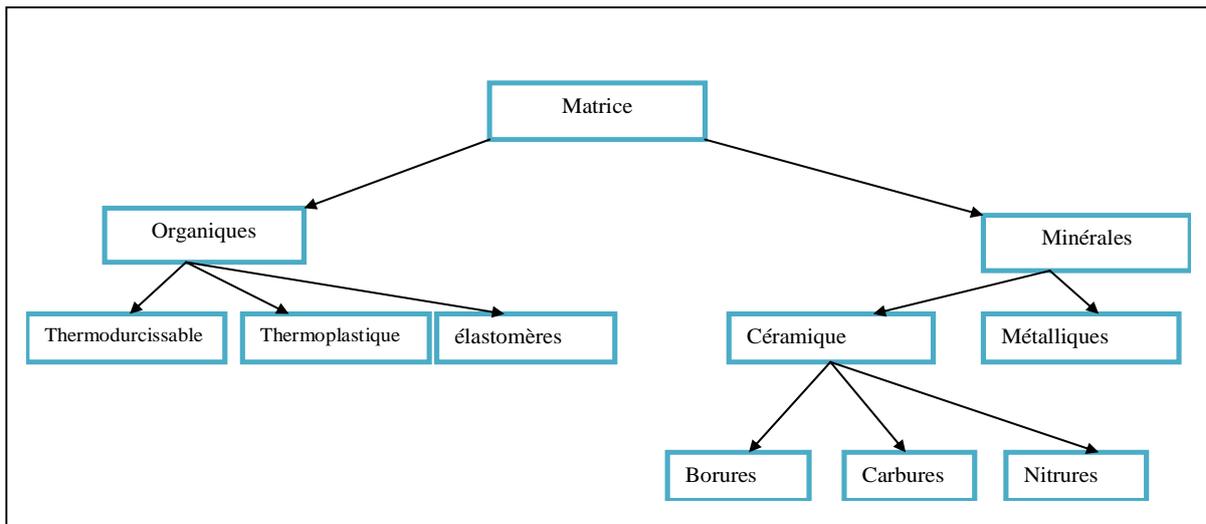


Tableau II.1 : Différentes matrices des matériaux composites

Les composites à matrice métallique sont moins répandus que les composites à matrice organique mais présentent des applications intéressantes dans le domaine de l'aéronautique

. Les matrices céramiques sont notamment utilisées pour des applications à haute température alors que les géo polymères sont des polymères à base silice et alumine, plus résistant aux attaques chimiques que les polymères organiques. Dans notre cas nous ne nous attarderons que sur les matrices organiques qui peuvent être divisées en plusieurs catégories.

La matrice d'un matériau composite organique peut appartenir à différents types de polymère.

Les principaux, utilisés sous forme renforcée et dont les caractéristiques et les utilisations seront étudiées ultérieurement, peuvent être regroupé dans les catégories suivantes[14]

II.4. Les matrices thermoplastiques :

Sont des polymères à chaînes linéaires ou ramifiées, c'est à-dire monodirectionnelles ou bidirectionnelles. Elles sont en général fusibles et solubles. Les résines thermoplastiques présentent le gros avantage de pouvoir être alternativement ramollies par chauffage et durcies par refroidissement ce qui permet de faciliter leur moulage par viscoplasticité.

Cette transformation est par ailleurs réversible, ce qui permet de recycler ce matériau. Les thermoplastiques sont mis en œuvre lorsque la température est voisine de leur température de transition vitreuse pour les thermoplastiques amorphes, et jusqu'à la température de fusion pour les thermoplastiques semi-cristallins. Renforcées avec des fibres courtes ou avec des fibres longues, l'utilisation de ces résines se développe fortement notamment comme matrice des composites "structuraux". Parmi les résines thermoplastiques utilisées dans les composites aéronautiques on peut citer le polyéther-imide (PEI), le poly-phényle-sulfure (PPS), le

polyéther-éther-cétone (PEEK), le polyéther-cétone-cétone (PEKK) [14].

II.5. Les matrices élastomères :

Sont des polymères naturels ou synthétiques dont la structure particulière confère une importante élasticité (jusqu'à 500% d'allongement par rapport à la taille initiale).

A titre d'exemple, nous pouvons citer les élastomères suivants : les silicones d'élastomères, les polyuréthanes, le néoprène, le latex, ...etc [14].

II.5.1. Les matrices thermodurcissables :

Sont les produits les plus employés comme matrice de matériaux composites "structuraux". Généralement associées avec des fibres longues, elles sont liquides ou liquides visqueuses et réticulent sous l'action thermiquement activée d'un catalyseur et d'un durcisseur. La transformation est irréversible et forme un produit infusible et insoluble.

Actuellement, les résines thermodurcissables principalement utilisées sont les suivantes :

• Les résines époxydes qui possèdent de bonnes caractéristiques mécaniques. Les résines de classe 180°C, réticulant à 180°C, sont souvent utilisées avec un renfort en fibres de carbone pour la réalisation de pièces structurales aéronautiques.

.Les résines phénoliques utilisées dans les applications nécessitant des propriétés de tenue au feu imposées par les normes dans les transports civils. Ces polymères auto extingnibles présentent le désavantage d'être peu résistants aux sollicitations mécaniques.

.Les résines poly imides sont elles aussi très onéreuses, mais présentent d'excellentes propriétés mécaniques notamment à haute température.

En dépit de leurs bonnes tenues mécaniques, ces résines sont très sensibles aux chocs.

Afin de pallier cet inconvénient, il est possible d'améliorer leur ténacité en les mélangeant avant polymérisation à des résines thermoplastiques [14].

II.6.Les résines :

II.6.1.Les divers types de résine :

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger de l'environnement extérieur. Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

Compte tenu de ces contraintes, les résines utilisées sont des polymères, modifiés par différents adjuvants et additifs : agents de démoulage, stabilisants, pigments, etc. Les résines sont livrées en solution, sous forme de polymères non réticulés en suspension dans des solvants qui empêchent le pontage entre les macromolécules prépolymérisées. Sous l'action de la chaleur, des liaisons se développent entre les chaînes du prépolymère pour constituer un polymère réticulé suivant une structure tridimensionnelle. Deux grandes familles de résines polymères existent : les résines thermoplastiques et les résines thermo- durcissables. Ces deux types de résine possèdent la faculté de pouvoir être moulés ou mis en forme, pour donner soit un produit fini, soit un produit semi-fini dont la forme peut être modifiée.

Les résines thermoplastiques, dont la fabrication atteint de loin le plus gros tonnage du fait d'un faible coût, possèdent la propriété de pouvoir être mises en forme plusieurs fois par chauffages et refroidissements successifs. Ces résines peuvent donc être récupérées et facilement recyclées.

Par contre, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. En effet, après polymérisation par apport de chaleur en présence d'un catalyseur, ces

résines conduisent à une structure géométrique qui ne peut être détruite que par un apport important d'énergie thermique. Ainsi, les résines thermodurcissables possèdent des propriétés mécaniques et surtout thermo- mécaniques plus élevées que les résines thermoplastiques.

Du fait de ces caractéristiques plus élevées, les résines thermodurcissables sont les plus employées actuellement dans la mise en œuvre des matériaux composites. Cependant, l'amélioration des caractéristiques des résines thermoplastiques conduit à une utilisation qui ne cesse de croître.

Deux autres classes de résines à usages spécifiques sont également utilisées, ce sont :

- les résines thermoplastiques qui peuvent résister en service continu à des températures de l'ordre de 200 °C et plus,
- les élastomères dont le renforcement par différentes fibres conduit à diverses applications dans le domaine de l'automobile [15].

II.7. Les résines thermodurcissables :

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc.,
- les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques (peu utilisées en France), etc.,
- les résines époxydes.

II.8. Les résines polyesters :

Les résines polyesters insaturées viennent de très loin en tête dans la mise en œuvre des matériaux composites. Leur développement est le résultat :

- d'un faible coût de production,
- de leur diversité offrant de multiples possibilités,
- d'une adaptation à des procédés de fabrication faciles à mettre en œuvre et à automatiser.

D'où un développement industriel sans cesse croissant.

Suivant leur module d'élasticité, les résines polyesters sont classées en : résines souples, résines semi-rigides et résines rigides. Les résines habituellement utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont du type rigide, et nous retiendrons pour ces résines durcies les caractéristiques suivantes :

Masse Volumique	1200 Kg/m ³
Module d'élasticité en traction	2.8 à 3.5 GPa
Module d'élasticité en flexion	3 à 4.5 GPa
Contrainte à la rupture en traction	50 à 80 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	90 à 130 MPa
Allongement à la rupture en traction	2 à 5 %
Allongement à la rupture en flexion	7 à 9 %
Résistance en compression	90 à 200 MPa
Résistance au cisaillement	10 à 20 MPa
Température de fléchissement sous charge (1.8 MPa)	60 à 100 °c

Tableau II.2 : les caractéristiques des résines polyesters

Parmi les avantages des polyesters insaturés, nous retiendrons :

- une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé,
- une bonne stabilité dimensionnelle,
- une bonne mouillabilité des fibres et des tissus,
- la facilité de mise en œuvre,
- une bonne tenue chimique,
- un faible coût de production,
- une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- une tenue médiocre en température : inférieure à 120 °C en service continu,
- une sensibilité à la fissuration, essentiellement dans le cas de chocs,
- un retrait important de l'ordre de 8 à 10%,
- un mauvais comportement à la vapeur, à l'eau bouillante avec risque d'hydrolyse, d'où la nécessité de recouvrir les matériaux composites à résines polyesters d'une couche de "gel-coat" de manière à les rendre étanches,
- une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets,
- une inflammabilité.

II.9. Les résines de condensation :

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les aminoplastes et les résines furaniques.

Les résines phénoliques sont les plus anciennes des résines thermodurcissables dont la plus connue est la bakélite. Les caractéristiques de ces résines sont les suivantes :

Masse Volumique	1200 MPa
Module d'élasticité en flexion	3 MPa
Contrainte à la rupture en traction	40 MPa
Allongement à la rupture en traction	2.5%
Contrainte à la rupture en flexion	90 MPa
Résistance à la compression	250 MPa
Température de fléchissement sous charge	120°c

Tableau II.3 : Les caractéristiques des résines de condensation

Parmi les avantages, nous citerons :

- une excellente stabilité dimensionnelle,
- une bonne tenue à la chaleur et au fluage,
- une bonne résistance aux agents chimiques,

- un faible retrait,
- de bonnes caractéristiques mécaniques,
- un faible coût.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- une mise en œuvre sous pression, donc à faibles cadences,
- les couleurs foncées des résines,
- une non adaptation à des utilisations alimentaires.

— Les résines phénoliques seront donc utilisées dans le cas de pièces nécessitant une tenue élevée en température ou une bonne résistance aux agents chimiques.

2. Les caractéristiques des résines aminoplastes sont voisines de celles des résines phénoliques. Aux avantages de ces résines, il faut ajouter :

- la possibilité d'utilisations alimentaires,
- la possibilité de colorer les résines.

3. Les *résines* furaniques sont assez peu utilisées en France à cause de leur coût, trois fois plus élevé que les résines polyesters. Parmi leurs avantages :

- un durcissement plus rapide que les résines phénoliques,
- une grande inertie vis-à-vis des agents chimiques corrosifs.

Cette dernière caractéristique conduit à utiliser les résines furaniques dans le cas de matériaux devant résister aux produits chimiques : citernes, tuyaux, bacs, etc.

II.10. Les résines époxydes :

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes. Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters).

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

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

Tableau II.4 : Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes

Les résines époxydes conduisent donc à un ensemble de performances élevées. Toutefois, pour bénéficier réellement de ces performances, il est nécessaire d'avoir des durées de transformation et surtout de cuisson très longues (de plusieurs heures à plusieurs dizaines d'heures), à des températures relativement élevées (50 à 100 °C).

Parmi les avantages des résines époxydes, nous retiendrons :

- de bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, fluage, etc.) supérieures à celles des polyesters,
- une bonne tenue aux températures élevées : jusqu'à 150 °C à 190 °C en continu ;
- une excellente résistance chimique,
- un faible retrait au moulage (de 0,5 à 1%),
- une très bonne mouillabilité des renforts,
- une excellente adhérence aux matériaux métalliques.

Parmi les inconvénients, nous citerons :

- un temps de polymérisation long,
- un coût élevé,
- la nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre,
- une sensibilité à la fissuration.

II.11. Les résines thermoplastiques :

La famille des résines thermoplastiques (on parle de “plastiques”) est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques techniques (ou technopolymères).

Les plastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes, des profilés, etc. Les plastiques techniques sont généralement mis en œuvre par injection.

Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc. L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication (injection, extrusion). Toutefois, ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermomécaniques faibles. Nous donnons ci-après quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide.

	Polypropylène	Polyamide
Masse Volumique (Kg/m^3)	900	1140
Contrainte à la rupture (MPa)	20-35	60-85
Module d'élasticité (GPa)	1.1-1.4	1.2-2.5
Température de fléchissement		
Sous charge ($^{\circ}\text{C}$)	50-60	65-100

Tableau II.5 : les caractéristiques des résines thermoplastiques

Les divers thermoplastiques peuvent être renforcés par des fibres et font partie alors des matériaux composites. Cependant, dans le domaine des composites, les résines thermoplastiques ont un développement limité, du fait de la nécessité de faire appel à des transformations à hautes températures de produits solides.

II.12. Les résines thermostables :

Les résines thermostables se distinguent des autres résines, précédemment considérées, essentiellement par leurs performances thermiques qui conservent leurs propriétés mécaniques pour des températures plus élevées que 200°C . Dans la pratique nous retrouvons pour ces résines les deux grandes familles des résines thermoplastiques et thermodurcissables.

Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace, où les laboratoires cherchent à mettre au point de nouvelles résines. Parmi les résines thermostables, les résines bismalyamides et polyamides sont les plus utilisées.

Les résines bismalyamides sont des résines dont le réseau est élaboré à des températures de 180 à 200°C. Les procédés de moulage sont identiques à ceux des composites à matrice thermodurcissable de type polyester ou époxyde.

Les résines polyamides sont apparues sur le marché vers 1970. Ce sont des résines à haute résistance thermique, mais de prix très élevé. Ces résines permettent d'obtenir des composites de résistance supérieure, à 250 °C, à la résistance de l'aluminium.

II.13. Les renforts :

Le renfort est le squelette supportant les efforts mécaniques. Le but des renforts dans les matériaux composites est essentiellement d'accroître leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc.) et d'améliorer des propriétés physiques, tels que les comportements au feu, la tenue en température (conservation des caractéristiques mécaniques à haute température) ou les propriétés électriques. Outre les propriétés mécaniques élevées qu'ils procurent, les caractéristiques recherchées dans les renforts sont une masse volumique faible, une compatibilité avec les matrices et une facilité de mise en œuvre. Les renforts peuvent provenir d'origines diverses (animale, végétale, synthétique, etc.).

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

Les fibres des renforcements des matériaux composites modernes ont deux origines[16].

II.13.1.Fibre d'origine minérale :

Ce type de fibres est artificiellement produite à partir de minéraux (on parle alors de fibres minérales synthétiques), il décompose en quatre types :

II.13.2.Fibre de verre :

Elle constitue actuellement le renfort le plus utilisé dans la réalisation des composites composé essentiellement de silice associée à divers oxydes (alumine, alcalins, alcalinoterreux), le verre textile est obtenu par fusion directe du mélange des matières premières à travers une filière en platine, suivie d'un étirage. On distingue trois types de fibres

Verre E : usage général, bonnes propriétés électriques

Verre D : hautes propriétés diélectrique (pour la fabrication de circuits imprimés)

Verre C : résistance chimique élevée

Verre R ou S : haute résistance mécanique (haute performance)

Le verre E, le plus employé, constitue l'essentiel des applications des composites de grands diffusion.

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).

II.14.Caractéristique distinctives :

.Excellente adhérence, grâce aux ensimages appropriés, a la plupart des matrices organiques.

.Bonnes propriétés diélectriques.

.Rapport caractéristique mécanique/prix très intéressant [17].

II.14.1. La fibre de carbone :

Les fibres de carbone sont apparues d'abord dans le secteur aéronautique dans les années 80. Aujourd'hui, dans les avions, les structures en composite renforcé de ces matériaux concernent toutes les pièces primaires, y compris les ailes et le fuselage.

Ces fibres ont ensuite conquis progressivement les secteurs du sport et de l'industrie à partir des années 90. 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 : l'une des voies permet d'obtenir les fibres de types HM (Haut Module) et THM (Très Haut Module), l'autre donne les fibres HR (Haute résistance) et HT (Haute Ténacité). Une étape de graphitisation, réalisée après les étapes d'oxydation et de carbonisation, dans le procédé de préparation des fibres HM et THM différencie les deux voies. La graphitisation permet d'obtenir les fibres HM et THM. La Figure II.2 montre une fibre de carbone qu'on trouve dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production. Les modules d'élasticité de ces fibres sont de quelques centaines de GPa.

Les fibres de carbone sont disponibles sous diverses formes :

- Mèches regroupant de 3000 à 12000 filaments
- Fibres coupées de quelques millimètres de longueur
- Rubans et tissus unis ou multidirectionnels [17].



Figure II.2 : Fibre de carbone

II.14.2. Caractéristique distinctive :

Les fibres de carbone se distinguent par des caractéristiques spécifiques élevées.

Les fibres HM, en particulier, 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 [17].

II.14.3. Les propriétés mécaniques des différents types des fibres de carbone :

Les propriétés mécaniques des différentes fibres sont données par le tableau II.6. De même que pour les filaments de verre, 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.

Il est important de noter que les fibres de carbone sont sensibles à l'oxygène dès 400°C, et qu'elles présentent une mauvaise résistance aux chocs. Enfin, le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production[17].

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

Tableau II.6 : Catégories de fibres de carbone selon leurs caractéristiques mécaniques.

II.14.3.1.Fibre de bore :

Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [17].

II.14.3.2.Fibre céramique :

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

Ces fibres possèdent des caractéristiques mécaniques assez bonnes et se conservent à des températures pouvant aller de 500°C à 1000°C. Les fibres céramiques sont souvent associées à des résines thermodurcissables de type époxyde à cause de leur bonne adhérence avec ces dernières. Elles peuvent également être mélangées avec des thermoplastiques. Dans cette catégorie de renfort une nouvelle génération de fibres est développée par un procédé similaire à celui des fibres de carbone. Ces nouvelles fibres possèdent, en plus des caractéristiques des fibres usuelles de la famille, une tenue en température plus élevée (1200°C à 1600°C). C'est le cas des fibres en carbo-titanate de silicium (SiCTi) appelées tyranno [17].

II.14.3.3.Fibre d'origine organique :

II.14.3.3.1.Les fibres d'aramide : Les plus connues sont les fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". Le comportement des fibres aramides est semblable à celui des métaux car sous faible charge elles sont élastiques et deviennent plastiques quand elles sont soumises à de fortes contraintes. Elles constituent un bon compromis entre les fibres de carbone et celles à base de verre. Les fibres aramides ont une bonne tenue au feu. Par contre, lors du renforcement des composites, on observe une faible résistance à la compression et à la flexion, du fait d'une mauvaise adhérence avec les résines. C'est pourquoi de nouvelles fibres hybrides, en l'occurrence des fibres verre-kevlar et carbone-kevlar, sont élaborées pour améliorer leur adhérence.

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

Selon le procédé de fabrication, on distingue deux types de fibres :

- □ Les fibres « base module » ($E=70\text{GPa}$).
- □ Les fibres « haut module » ($E=130\text{GPa}$), renfort des composites.

Elles sont disponibles commercialement sous forme de :

- □ Mèches.
- □ Rubans et tissus divers.

II.15.Caractéristique distinctive :

Ces fibres se caractérisent par une très grande résistance en traction spécifique.

En contrepartie, leur comportement en compression est faible et leur adhérence médiocre avec certaines matrices (thermoplastiques en particulier).

L'usinage des composites à base de fibres d'aramide est délicat et nécessite l'utilisation d'un outillage spécialisé [18].

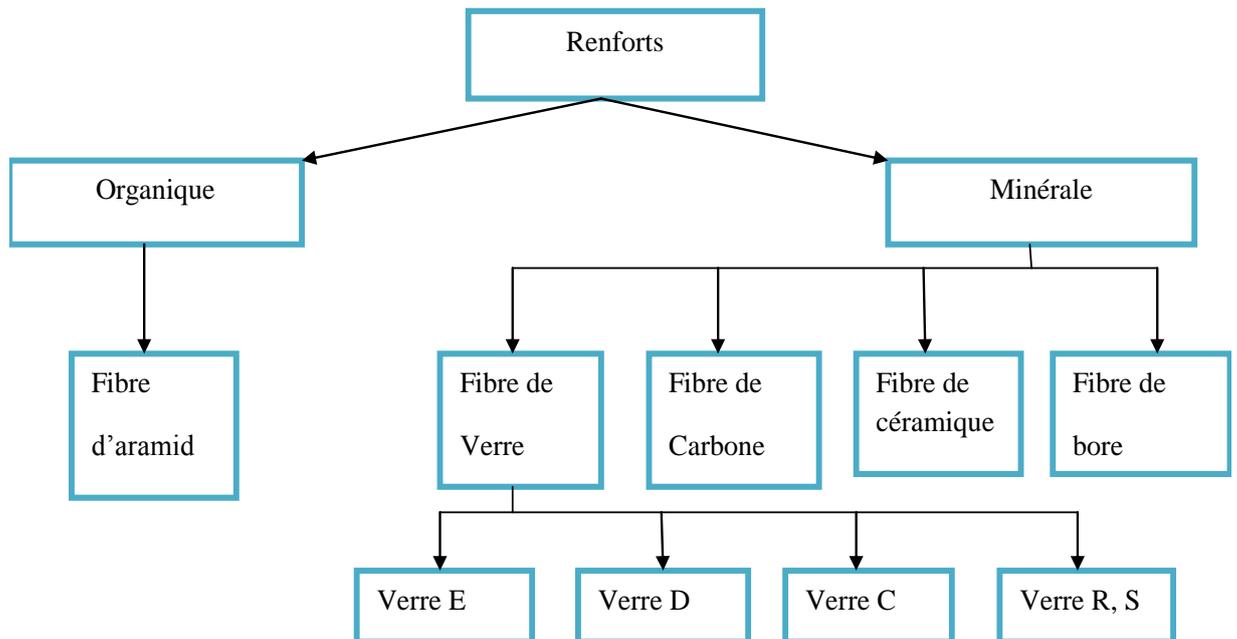


Tableau II.7 : Différentes fibres des matériaux composites

II.16. Autres types de fibres :

Cette partie rassemble toutes les fibres qui ne se retrouvent pas dans les autres groupes.

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

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

Ces fibres sont appréciées pour diverses raisons par exemple :

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

- leur bonne conductivité thermique et électrique.
- leur propriété d'isolation acoustique [19].

Matériau	Module d'Young (GPa)	Résistance en traction (MPa)	Masse volumique (Kg/m^3)	Température D'utilisation Max ($^{\circ}\text{C}$)	Allongement A rupture (%)
Verre R	80	2500	2500	650	3
Kevlar 49	130	3600	1450	200	2
Carbone HM	400	2000	1900	2500	?
Bore	400	350	2650	700	0.8
Sic (fibre)	480	2300	3200	900	0.5
Sic (trichite)	840	21000	3200	1600	2.5

Tableau II.8 : Propriétés de quelques éléments renforts

II.16.1.Interface :

L'interface renfort-matrice est souvent considérée comme une surface de contact, mais ce n'est pas une surface au sens géométrique du terme. Elle assure la compatibilité renfort matrice et l'adhésion, en transmettant les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif (interface) .

A cause de sa structure, l'interface peut être considérée d'un point de vue mécanique, comme un point faible du composite .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 inter facial, le comportement est élastique : le cisaillement inter facial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au niveau de leurs parois [20].

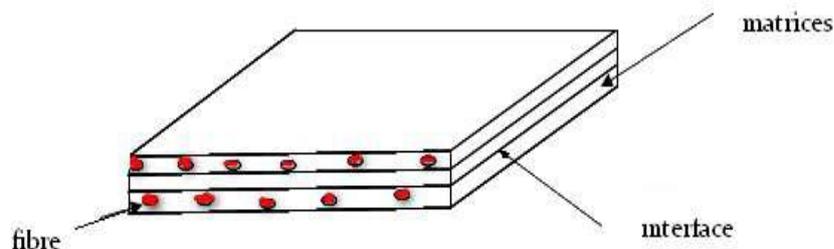


Figure II.3 : Présentation de l'interfaces matrices et fibre.

II.16.1.Les charges : L'objet de la charge renforçant est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine, ou diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines. En générales ces charges sont des microbilles ou des particules (poudre).

Les principales charges utilisées sont :

- microbille en (verre, carbone, époxyde, phénolique, polystyrène, etc. ...)
- des poudres ou paillettes métalliques : (cuivre, fer, aluminium, etc. ...)
- des particules de carbone (noir de carbone)

II.16.2.Les additifs : Ils sont nécessaires pour assurer une adhérence suffisante entre le renfort fibreux et la matrice et de modifier l'aspect ou les caractéristiques de la matière à laquelle ils sont ajoutés. Les additifs se trouvent en faible quantité (quelques % et moins) et interviennent comme :

- lubrifiants et agents de démoulage.
- pigments et colorants.
- agents anti-retraits.
- agents anti-ultraviolets.
- accélérateur.- catalyseur.

II.17.Les matériaux composites structuraux :

La rigidité d'un composite est conditionnée par le nombre et l'empilement des couches, leur nature et leur séquence d'empilement. Ils sont généralement sous forme de [21]:

II.17.1.Monocouche ou pli :

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

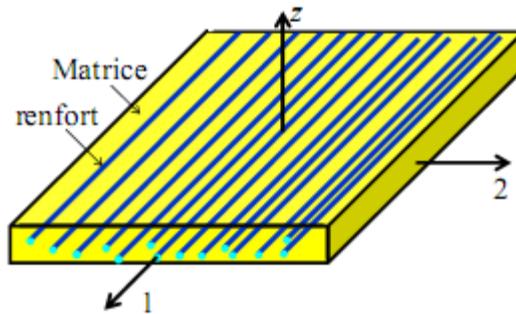


Figure II.4 : Représentation schématique d'un pli

II.17.2.Composite stratifié :

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

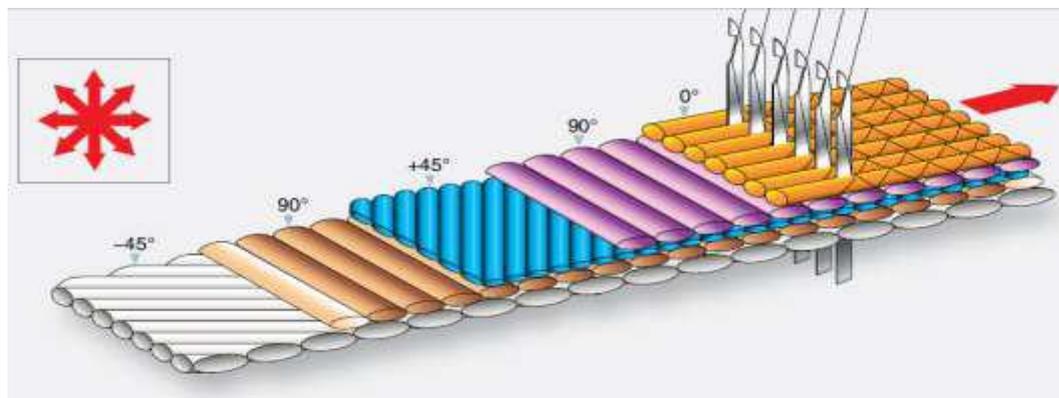


Figure II.5 : Représentation schématique d'un stratifié multidirectionnel

On pourra avoir des stratifiés de type :

□□Équilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+ \theta$ que de couches orientées suivant la direction $- \theta$.

□□Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen, ayant la même orientation des fibres.

□□Antisymétrique : stratifié comportant des couches ayant des orientations de fibres opposées.

□□Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

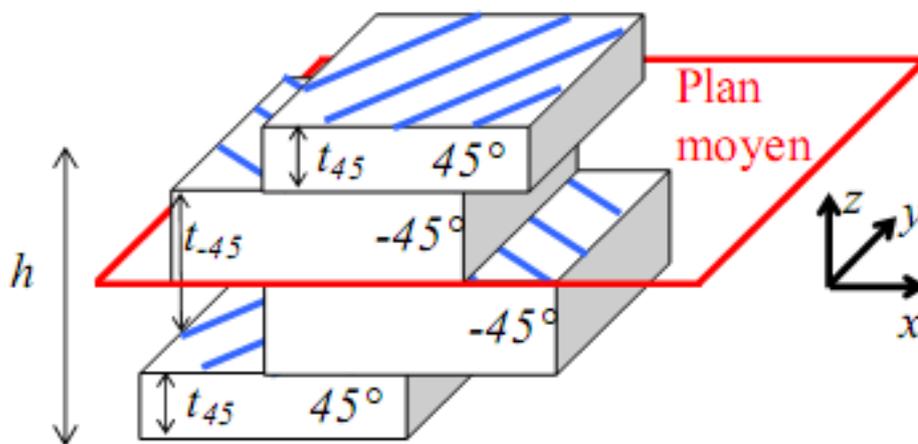


Figure II.6 : Représentation schématique d'un stratifié symétrique et équilibré

Le plan moyen c'est le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur h du stratifié.

II.17.3.Composite sandwich :

Une structure sandwich est formée généralement de trois composants possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux (prepreg skin) de grande rigidité et de faible épaisseur, l'âme (honeycomb) de forte épaisseur et de faible résistance et l'adhésif.

La figure II.8 présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich.

L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande résistance en flexion et c'est un excellent isolant thermique .

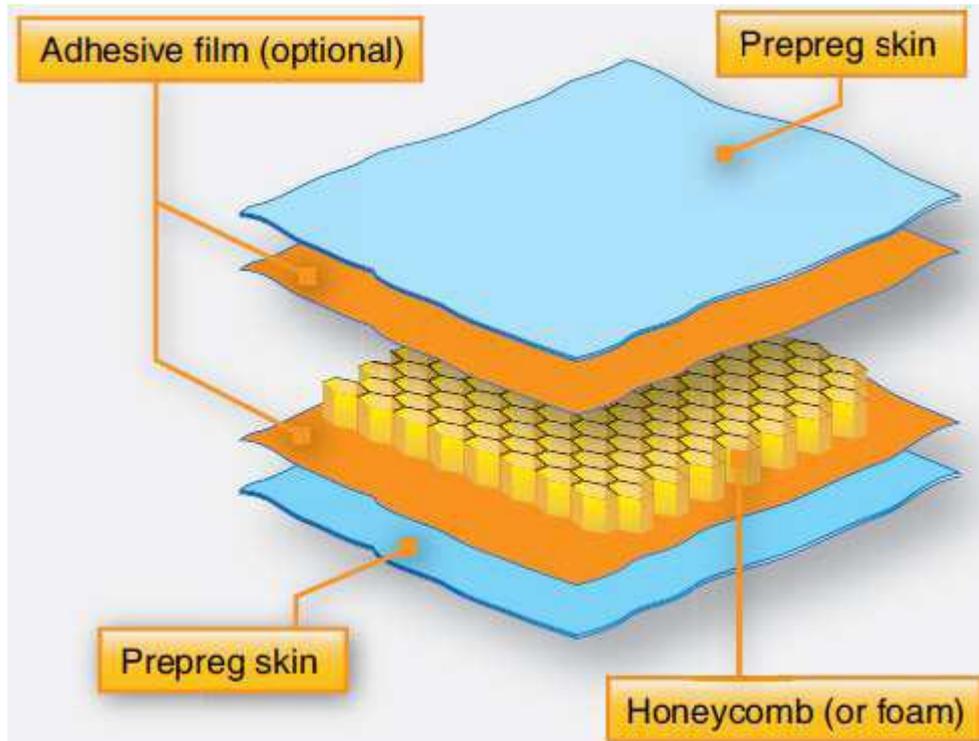


Figure II.7 : Représentation schématique des différents constituants de la structure sandwich.

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

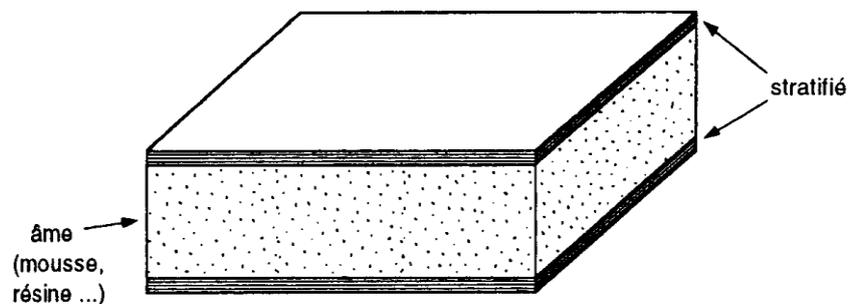


Figure II.8 : Matériaux composite à âmes pleines.

II.18. Avantage des composites :

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

Cette expérience malheureuse avec le titane a provoqué une approche plus prudente, encore plus délibérément complète et bien équilibrée pour le développement des matériaux composite.

Le remplacement des matériaux classiques par des matériaux composites est motivé par un autre facteur qui est le gain de poids, ce gain de poids dans les structures aérospatiales est traduit par un gain dans le carburant. Récemment, l'effet de l'aérodynamique et du poids, réduit par les matériaux composites sur le gain du combustible est évalué. Il s'est avéré que les deux facteurs sont de la même importance [22].

II.19. La mise oeuvre des matériaux composites :

Généralement le choix d'un procédé de moulage se fait en fonction de certains

Paramètre à savoir :

- Imprégnation du renfort par le système résineux.
- Mise en forme à la géométrie de la pièce.
- Durcissement du système :

.soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables,

.soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Les procédés les plus importants sont :

- Moulage par contact
- Moulage par projection simultanée
- Injection thermodurcissable BMC
- Compression thermodurcissable SMC
- Enroulement filamentaire (ou bobinage) [23].

II.19.1.Moulage en contacts :

Le principe consiste à disposer dans un moule les renforts (sous forme de mat ou de tissu) imprégnés manuellement d'une matrice thermodurcissable.

Les pièces de formes quelconques peuvent être réalisées avec une cadence très faible.

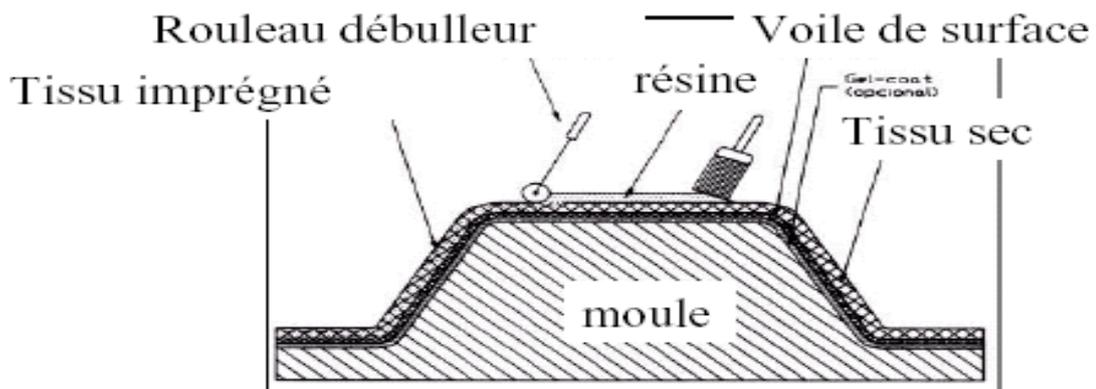


Figure II.9 : Moulage par contacts

II.19.2. Moulage par protection simultanés :

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

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient.

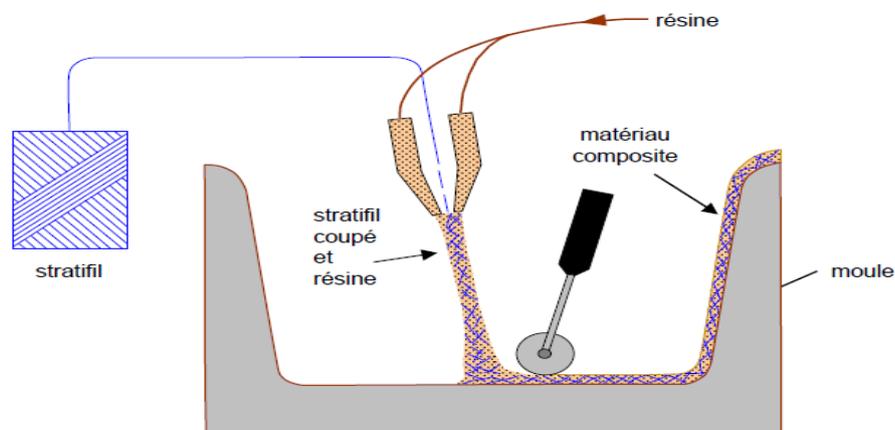


Figure II.10 : Moulage par projection simultanés

II.19.3. Injection thermodurcissable BMC : (Bulk modeling compound)

Le moulage du compound est réalisé entre moule et contre moule chauffé à température entre 140 à 170°C sous une pression de 50 à 100 bars.

Les avantages : réalisation de grandes séries, peu de finition.

Le compound : c'est de la résine, de la fibre coupée et de la charge

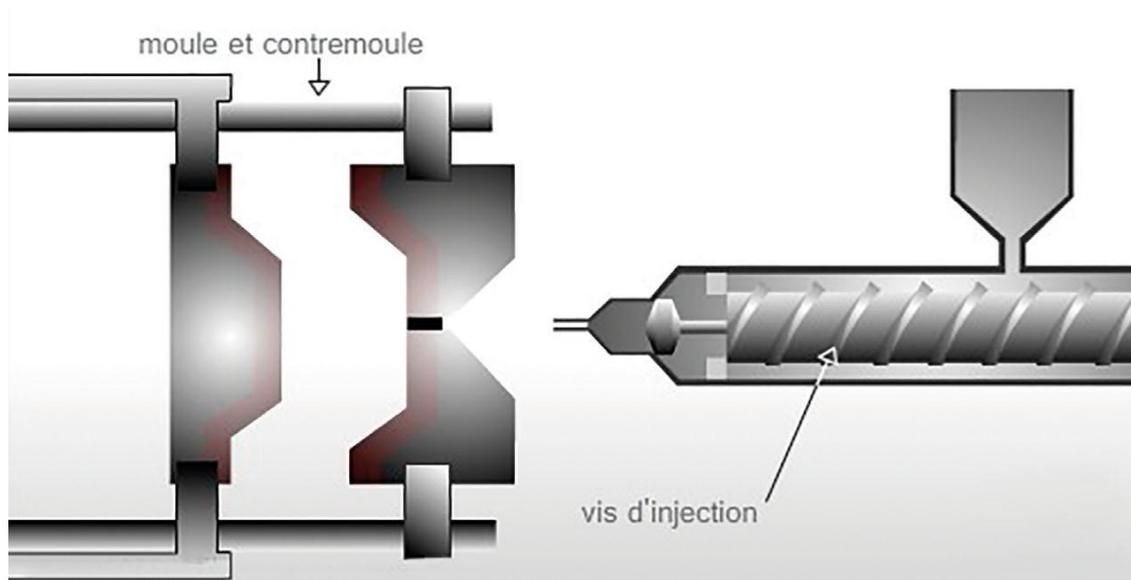


Figure II.11 : Injection thermodurcissable BMC

II.19.4. Compressions thermodurcissable SMC : (Sheet Modeling Compond)

Le principe consiste à déposer des feuilles de préimprégnés dans un contre moule chauffé, de comprimer le matériau avec un moule chauffé, polymérisation puis éjection de la pièce. Les avantages : coût matière, propriétés mécaniques et thermiques. Les limites sont l'aspect, le dimensionnement des presses et la finition.

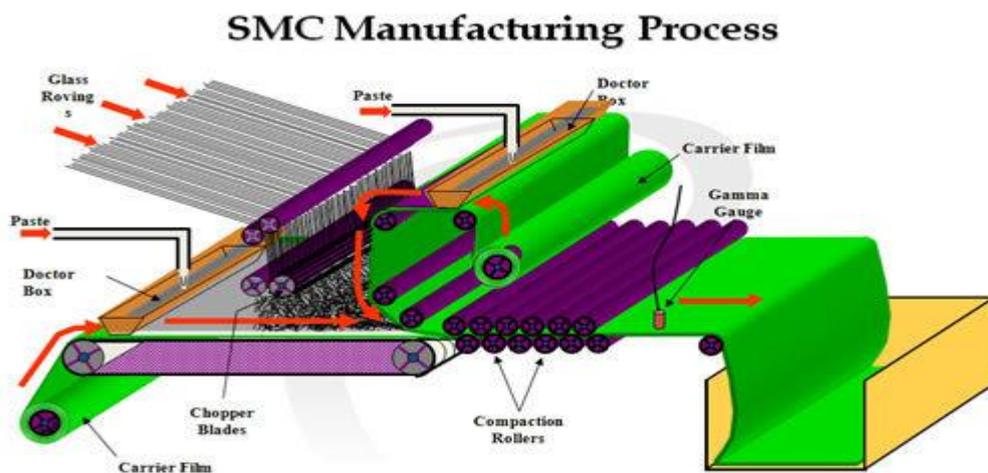


Figure II.12 : Compression thermodurcissable SMC

II.19.5. Enroulements filamentaire (ou bobinage) :

Technologie pour les HP. Le principe consiste en un enroulement sous tension sur un mandrin tournant autour de son axe de fibres continues préalablement imprégnées d'un liant.

Les avantages sont la disposition optimale des renforts, les très bonnes propriétés mécaniques, possibilité de réaliser des pièces de grandes dimensions avec des surfaces internes lisses.

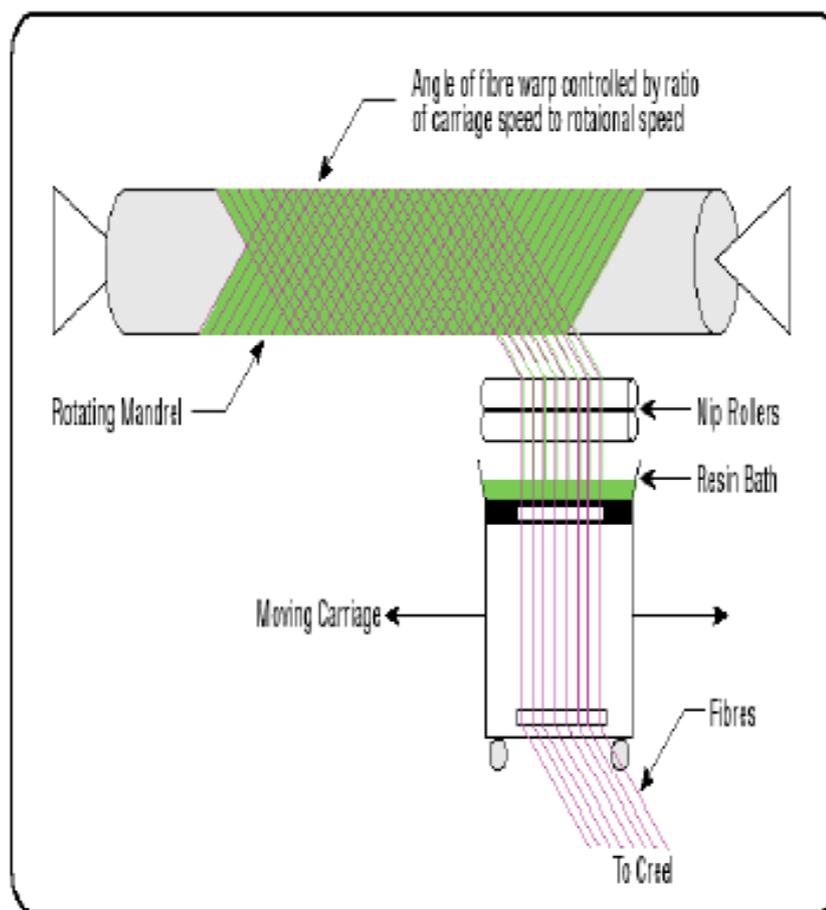


Figure II.13 : Enroulements filamenteux

II.20. Application des matériaux composites :

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au

renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Dans chacun des marchés d'application (automobile, bâtiment, électricité, équipements industriels,...), ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes.

Les matériaux composites offrent aux industriels des possibilités nouvelles d'associer fonction, forme et matériaux, au sein de réalisations des matériaux et systèmes de plus en plus performants et de mieux satisfaire des besoins parfois contradictoires (poids, fonctions...) auxquels les matériaux homogènes classiques répondent difficilement [24].

II.21. Industrie aérospatiale :

Dans l'industrie aéronautique, la course à la maîtrise des solutions composites est engagée à grand renfort d'annonces médiatiques entre les deux principaux avionneurs civils, Airbus et

Boeing. C'est ainsi qu'Airbus a clairement mis en avant la réalisation du caisson central composite de l'A380 (1.a), jouant un rôle structural clé en assurant la reprise des efforts de flexion de la voilure et sa liaison au fuselage. De son côté, Boeing annonce le lancement prochain du B787, premier avion de transport de passagers avec voilure et fuselage composites (1.b). En réponse, Airbus a annoncé mi-2006 le programme A350 XWB, essentiellement basé sur l'usage des composites.

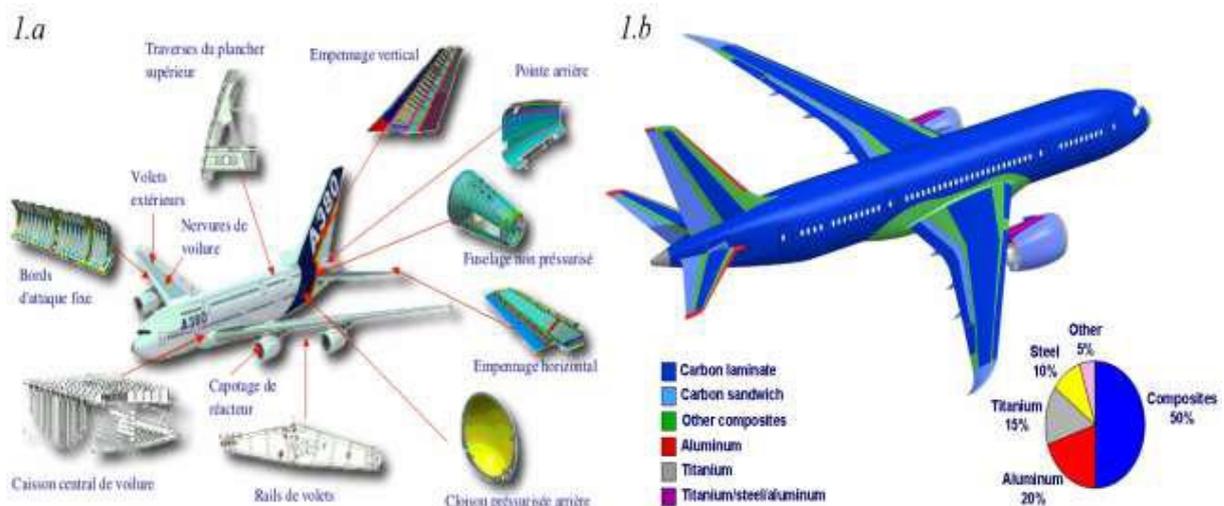


Figure II.14 : Répartition des matériaux composites dans l'A380 (a) (source Airbus) et dans Boeing B787, (b) (source Boeing).

Les composites hautes performances à fibres de carbone utilisé en aéronautique présentent en effet trois principales caractéristiques susceptibles d'éveiller l'intérêt des concepteurs :

- des propriétés mécaniques spécifiques largement supérieures à celles des matériaux métalliques,

- .des propriétés mécaniques "sur mesure" en adaptant la disposition des fibres dans le matériau aux chemins d'efforts attendus,

- une faible sensibilité à la fatigue et à la corrosion permettant de réduire les coûts de maintenance.

En particulier, confrontés à l'augmentation actuelle du prix du baril de pétrole, les constructeurs aéronautiques travaillent à la minimisation de la consommation en carburant de leurs appareils selon le cycle vertueux :

- .réduction de la masse de l'appareil

- .réduction de la motorisation

- .réduction de l'emport de carburant.

La minimisation de la masse structurale constitue ainsi un défi technologique d'importance auquel les constructeurs répondent par une double démarche. D'une part, l'utilisation de matériaux aux propriétés mécaniques spécifiques accrues permet le dimensionnement de structures plus légères mais tout aussi performantes que les structures classiques. Concrètement cela se traduit dans l'industrie aérospatiale par la généralisation de l'emploi des matériaux composites pour les structures secondaires et leur introduction progressive dans les structures primaires reprenant l'ensemble des principales sollicitations sur l'appareil. D'autre part, la recherche du dimensionnement au plus juste, permettant de traquer toute masse superflue, constitue la porte ouverte pour la pratique de l'optimisation structurale [25].

II.22. Industrie des transports terrestres et maritime :

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

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

L'adoption de tels matériaux dans la construction des coques des bateaux a permis de procurer à la structure une haute résistance à l'usure et aux chocs répétés dans les vagues et aux collisions encaissées avec les corps flottants.

L'introduction de matériaux composites, tels que ceux renforcés par la fibre aramide

Kevlar 49 associée à la fibre de verre-E conduisant à des propriétés mécaniques supérieures, a permis de diminuer le poids des structures de bateaux rapides (patrouilleurs, bateaux d'intervention ou de service) tout en ayant une résistance suffisante afin d'avoir pour résultat soit une augmentation de la vitesse pour une puissance donnée, soit une meilleure rentabilité pour la même vitesse ou soit l'utilisation d'une motorisation moins puissante [26].

Conclusion :

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

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

Chapitre III

Résultats et interprétations des résultats.

III.1. Introduction

AFGROW est un code de calcul permettant d'étudier la propagation des fissures de fatigue et la prévision de la durée de vie développé par HARTER au profit de la NASA. La version de code AFGROW qu'on utilisera travaille sous une interface sous Windows XP.

Le code possède deux interfaces principales l'interface « modèle géométrique » et l'interface « matériaux » de plus, il permet par des interfaces intermédiaires ou auxiliaires, d'introduire les spectres de chargement, les modèles d'amplitude et plusieurs d'autre fonction comme la fonction « Repair Menu ». Il offre la possibilité d'introduire des matériaux différents et avec des résultats expérimentaux. L'introduction des modèles géométriques nouveaux nécessite l'élaboration des interfaces sous Microsoft Visual Basic. Les résultats sont sous forme graphique et données numériques de l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycle $a=f(N)$.

III.2. Modèle de Forman / Mettu (NASGRO)

Le modèle NASGRO utilisé dans la prédiction de la vitesse de propagation de fissuration de fatigue et implémenté dans plusieurs codes de calcul de fatigue, a été développé par Forman et Mettu [27]. Le modèle de NASGRO prédit la vitesse de fissuration pour les trois domaines et est sous la forme : les coefficients C, n, p, q sont des paramètres empiriques K_{max} et K_{crit} sont respectivement le facteur d'intensité de contrainte maximale et le facteur d'intensité de contrainte critique.

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

Les matériaux choisis pour cette simulation sont des alliages d'aluminium tels que : **2024-T3**, **7075 T6 AL** et **7075 T651 AL**

Alliage d'aluminium	C	N	P	q			ΔK
2024 T3		$6.827 \cdot 10^{-10}$		2.8	0.5	1	2.967
7075 T6 AL		$4.0211 \cdot 10^{-10}$		2.947	0.5	1	3.297
7075 651 AL		$4.0494 \cdot 10^{-10}$		1.917	0.5	1	3.297

Tableau1 : Différents paramètres de l'équation de NASGRO pour les différents matériaux utilisés.

Material Properties | **NASGRO Equation Constants**

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

Enter

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

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

III.3. Présentation du modèle

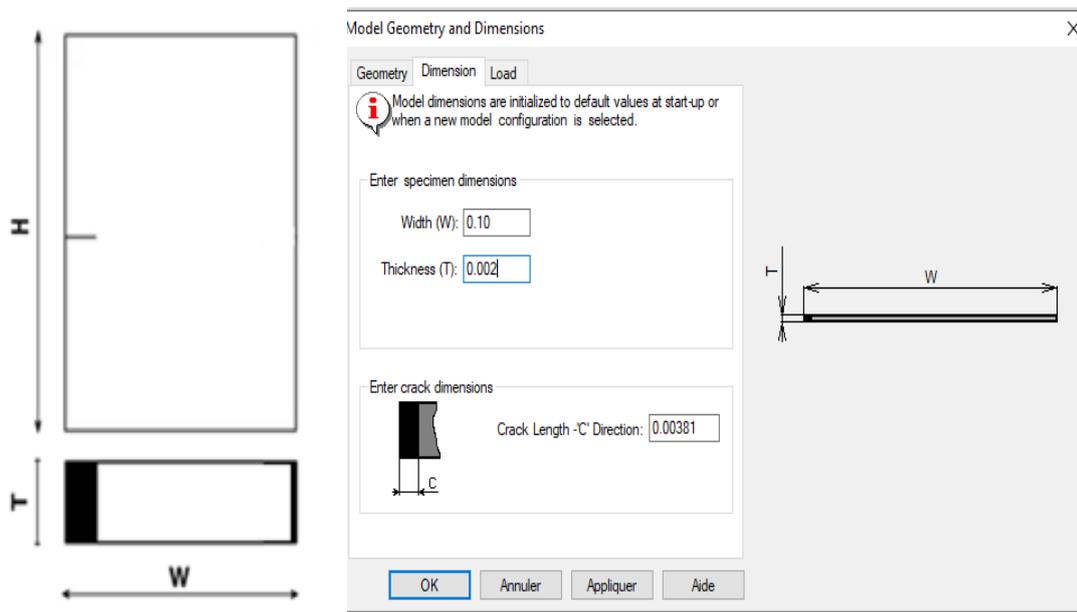


Figure III.2 : Présentation de notre modèle

Notre modèle est une plaque en alliage d'aluminium de longueur $L=200\text{mm}$, de largeur $W=100\text{mm}$, et d'épaisseur $T=2\text{ mm}$, présentant une fissure latérale sollicitée en traction sur sa partie supérieure et inférieure, par des chargements cycliques pour pouvoir solliciter cette plaque en fatigue. Plusieurs paramètres ont été mis en évidence, tels que le rapport de charge entre la contrainte minimale et maximale, le matériau de la plaque et voir parmi ces matériaux proposés celui qui est le plus résistant à ces sollicitations, sans oublier que cette plaque a été sollicitée sans réparation et avec réparation par deux composites différents, tels que, le bore/époxy et le graphite /époxy.

Material Properties **NASGRO Equation Constants**

i The NASGRO equation was developed by Forman and Newman at NASA, de Koning at NLR and Henriksen at ESA. It is an attempt to use a closed-form equation to model the da/dN vs. Stress Intensity behavior of engineering materials.

Enter

Material name: **1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad: plt & sht; L-T]**

Coefficient of Thermal Expansion:	2.32e-005
Young's Modulus:	73084.4
Poisson's Ratio:	0.33
Yield Strength, YLD :	365.422
Plane Strain Fracture Toughness, KIC:	36.262
Plane Stress Fracture Toughness, KC:	72.524
Effective Fracture Toughness for part-through-the-thickness cracks,	50.547
Fit parameter in KC versus Thickness Equation , Ak:	1
Fit parameter in KC versus Thickness Equation , Bk:	1

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

III.4. Résultats de la simulation

III.4.1. Plaque non réparée et réparée par patch en composite

Enter

R (Stress Min/Stress Max) : 0

Select block size

100

Time Dependent

Duration of the Block: 0.1

OK Cancel

Figure III. 4 : Interface du rapport de charge $R=0$

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = 0 \quad (III.2)$$

Nous avons réparé notre plaque fissurée par deux patches en composite, tels que le Bore/Epoxy et le Graphite/Epoxy pour distinguer l'effet de la réparation sur la durée de vie de la plaque fissurée.

Nous avons procédé à un composite de six (06) plies, symétriques pour des orientations des fibres de 45°, -45°, 0°, 90° (Voir figure III.5).

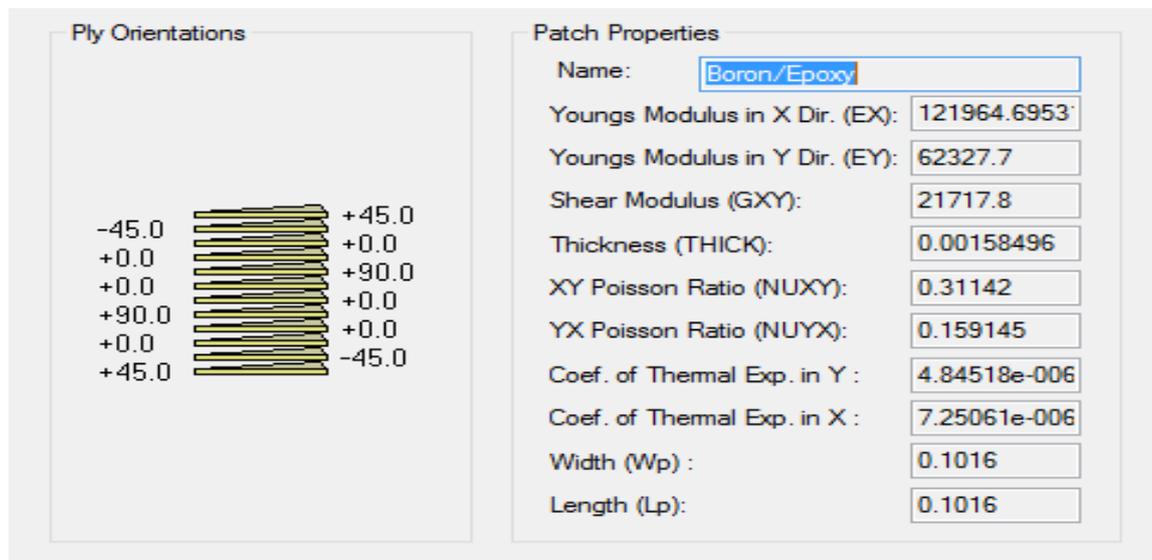


Figure III.5 : Interface des différentes propriétés et les différentes orientations du Bore/Epoxy.

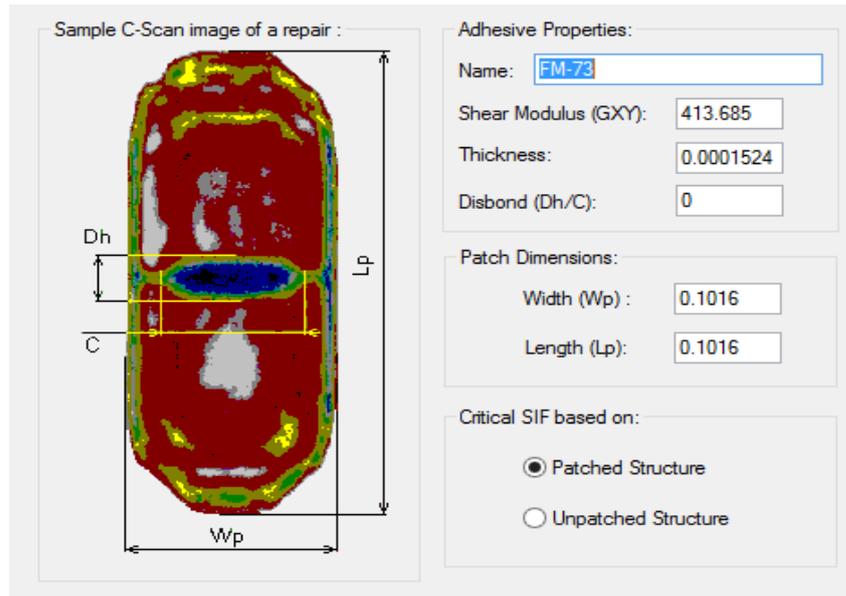


Figure III.6 : Interface des propriétés et les dimensions de l'adhésif FM-73.

Pour l'adhésif utilisé est le FM 73 avec ses paramètres, tels que la contrainte de cisaillement l'épaisseur et les autres dimensions pour le collage.

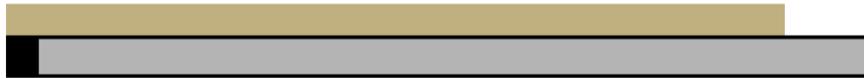


Figure III.7 : Représentation de la plaque réparée par patch en composite.

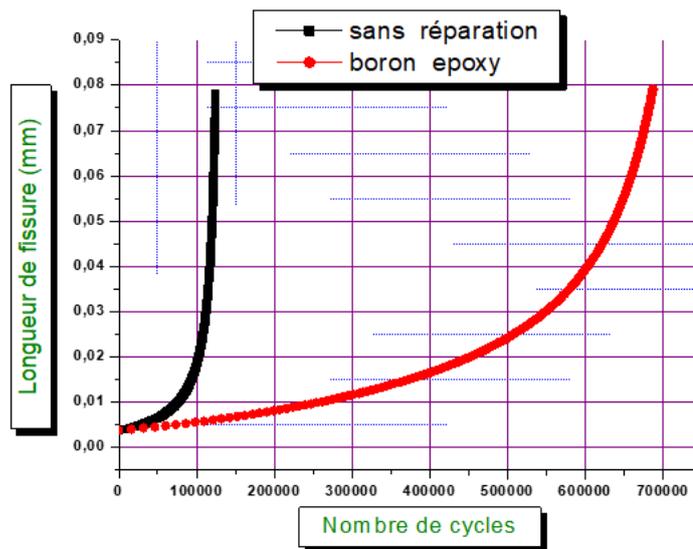


Figure III.8 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le composite Bore/Epoxy.

Pour la plaque réparée, on remarque bien que l'effet de la réparation par le composite Bore/Epoxy a fait preuve dont il a augmenté la durée de vie de cette plaque et a atteint environ plus que sept fois la durée de vie de la même plaque sans réparation et elle est de l'ordre de 7.10^6 cycles.

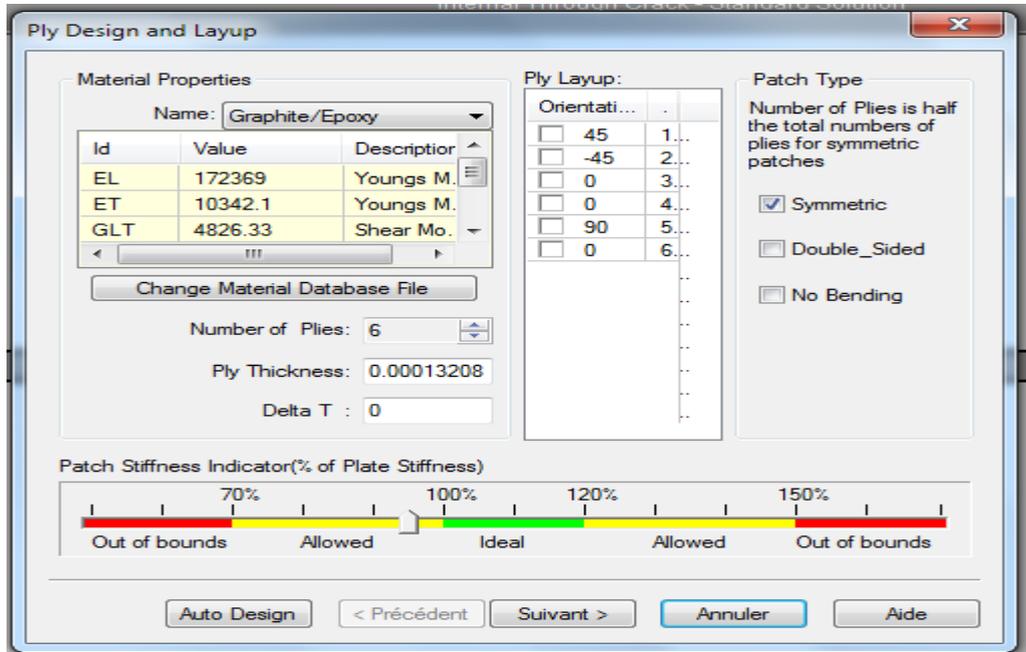


Figure III.9 : Interface des propriétés et le nombre de plies et leurs orientations du patch Graphite/Epoxy.

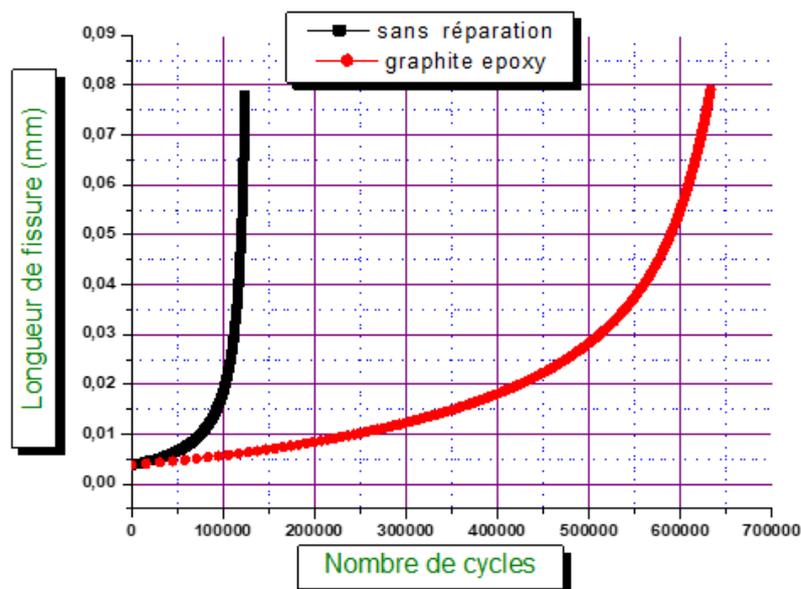


Figure III.10 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le composite Graphite/Epoxy.

La même chose pour la réparation par le composite graphite/Epoxy, la durée de cette plaque a été prolongée jusqu'à environ $6.5 \cdot 10^6$ cycles, d'où l'effet de la réparation par patch fait augmenter la durée de vie de la plaque et absorbe les contraintes induites en tête de fissure et freine sa propagation.

III.4.2. Effet de la variation du rapport de charge

Pour $R=0$

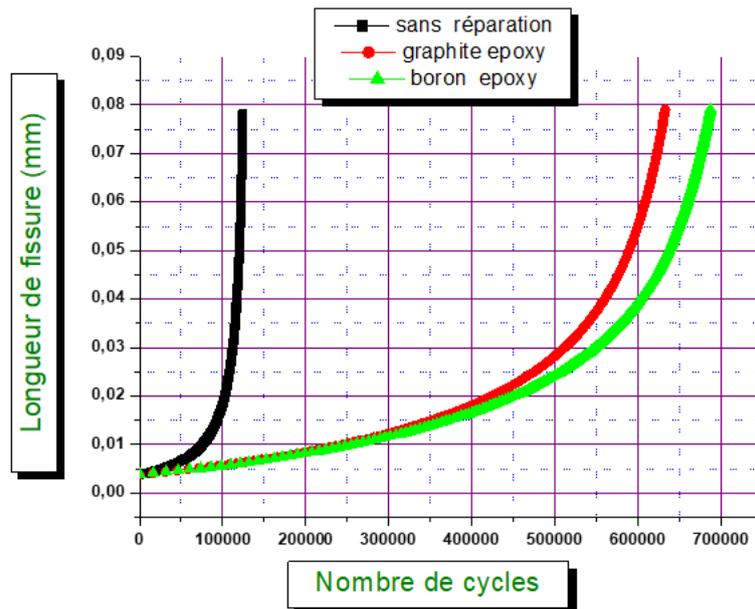


Figure III.11 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy.

Pour ce rapport de charge, la durée de vie de la plaque réparée dépasse les $6.5 \cdot 10^6$ cycles pour le graphite/Epoxy et atteint environ les $7 \cdot 10^6$ cycles pour le Bore/Epoxy, pourtant la plaque non réparée n'excède même pas les $1.2 \cdot 10^5$ cycles, cela confirme l'importance et la fiabilité de la réparation par patches en composite.

Pour : $R=0.15$

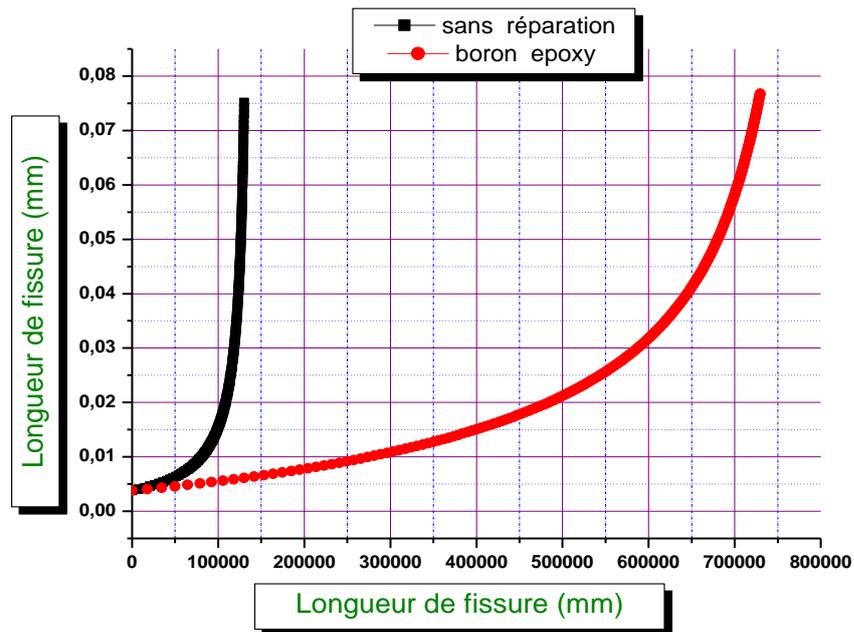


Figure III.12 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy.

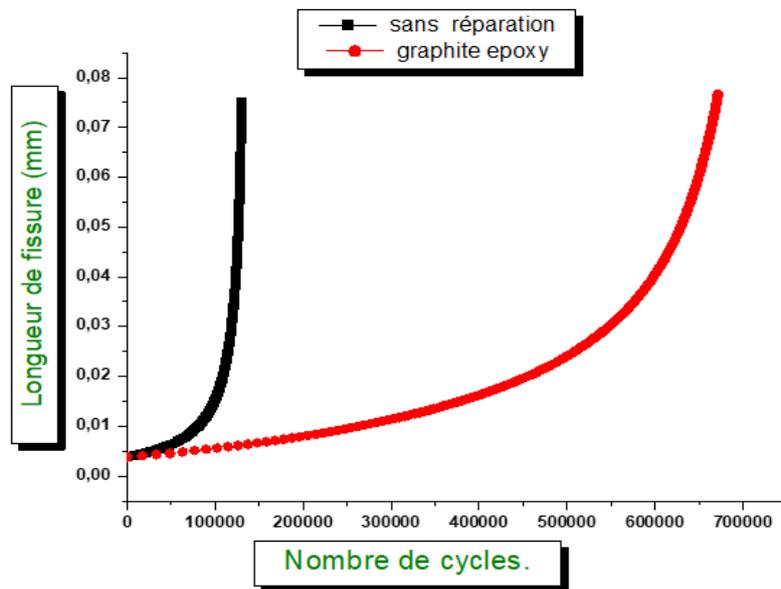


Figure III.13 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy.

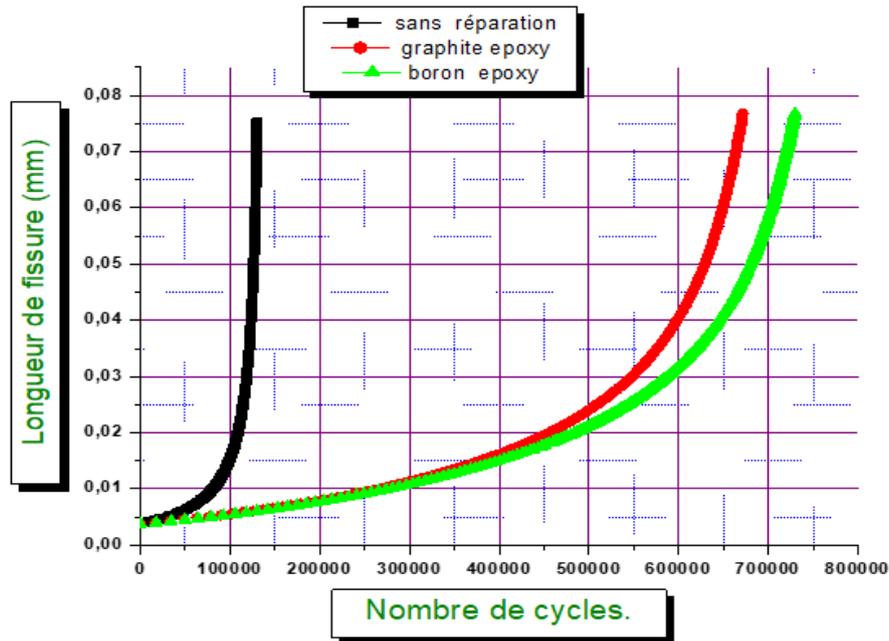


Figure III.14 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy.

Pour un rapport de charge $R=0/15$, on constate que la durée de vie de la plaque réparée connaît une certaine augmentation pour le graphite/époxy qui atteint les $6.7 \cdot 10^6$ cycles et environ $7.2 \cdot 10^6$ cycles pour le bore/Epoxy, cela s'explique par l'augmentation du rapport de charge qui influe directement sur la durée de vie de la plaque réparée.

Pour : $R=0.3$

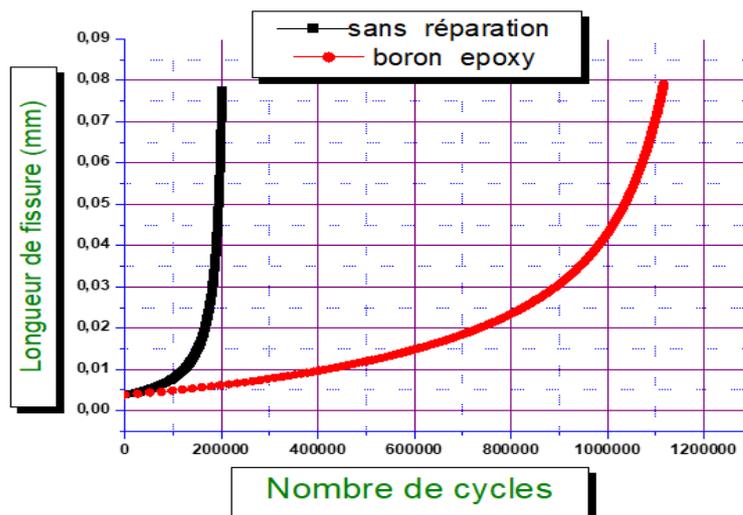


Figure III.15 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy.

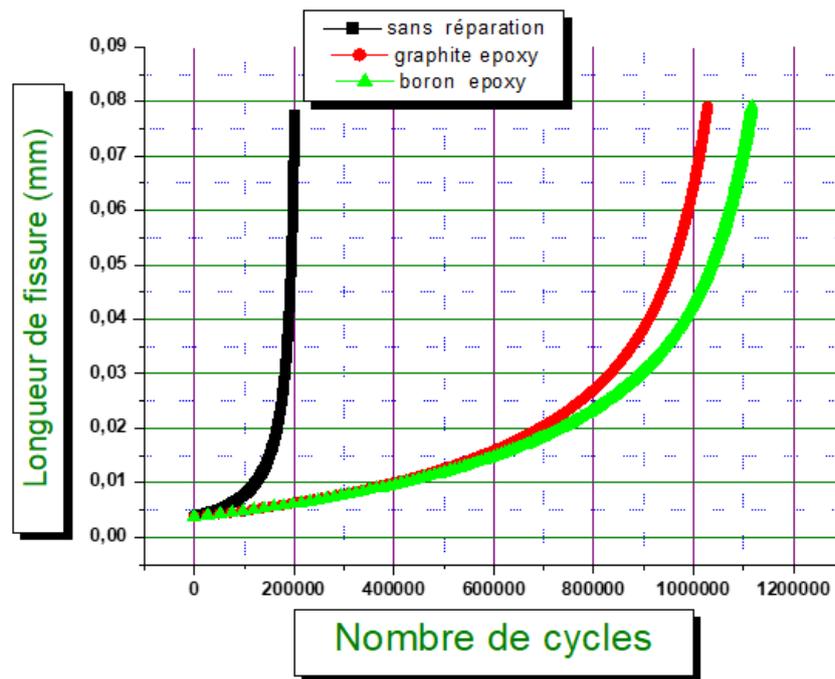


Figure III.16 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy.

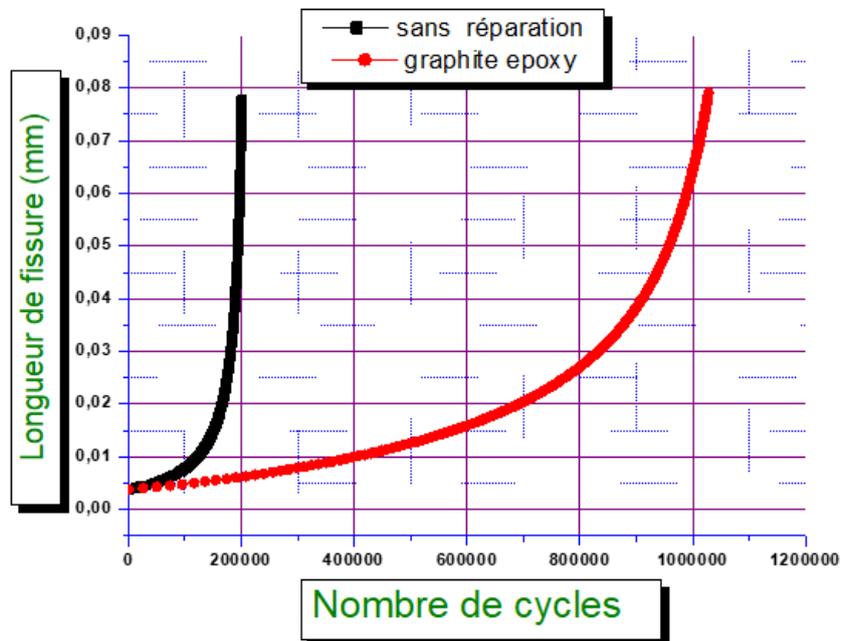


Figure III.17 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour $R=0.3$.

Pour ce rapport de charge $R=0.3$, l'augmentation du nombre de cycles est très remarquable, et dépasse les 10^7 cycles que ce soit pour le composite Graphite/Epoxy ou pour le Bore/Epoxy, cela prouve que le rapport de charge croit proportionnellement avec le nombre de cycles de vie de la plaque et dépasse les $1.1/10^7$ cycles pour le Bore/Epoxy.

Pour : $R=0.45$

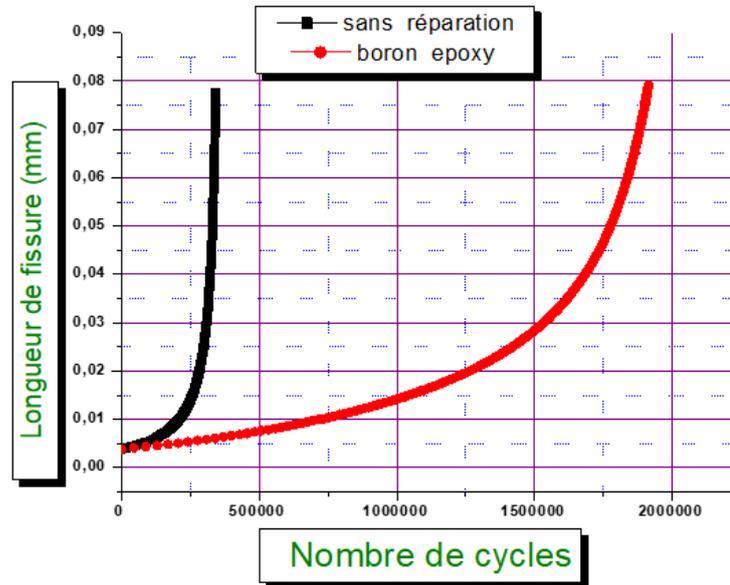


Figure III.18 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy.

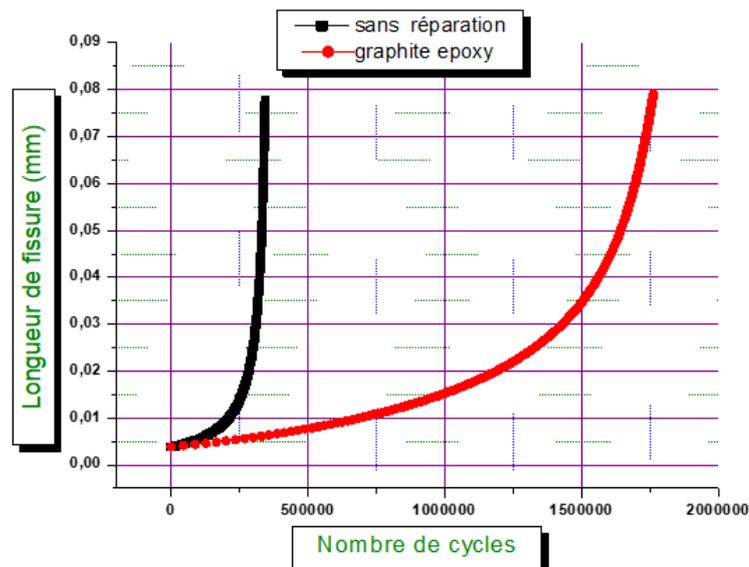


Figure III.19 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Graphite/Epoxy.

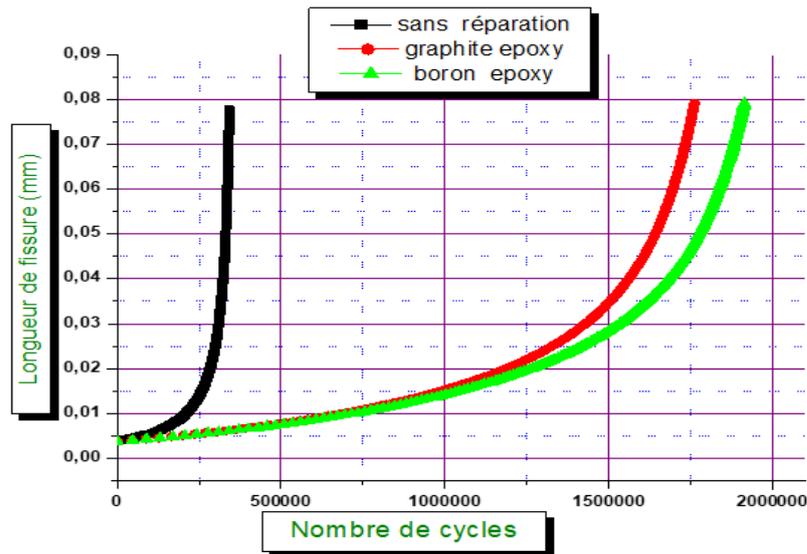


Figure III.20 : Variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour $R=0.45$.

Pour les figures (18, 19, et 20), on remarque que le nombre de cycle connaît une progression ascendante rapide qui dépasse les $1.7 \cdot 10^7$ cycles pour le Graphite/Epoxy, et environ $1.9 \cdot 10^7$ cycles pour le Bore/Epoxy, cela se traduit par l'augmentation du rapport de charge $R=0.45$, c'est-à-dire que la contrainte maximale vaut à peu près le double de la contrainte minimale, ce qui s'explique par cette augmentation, et tout cela, est un acquit pour cette plaque et pour son prolongement de durée de vie.

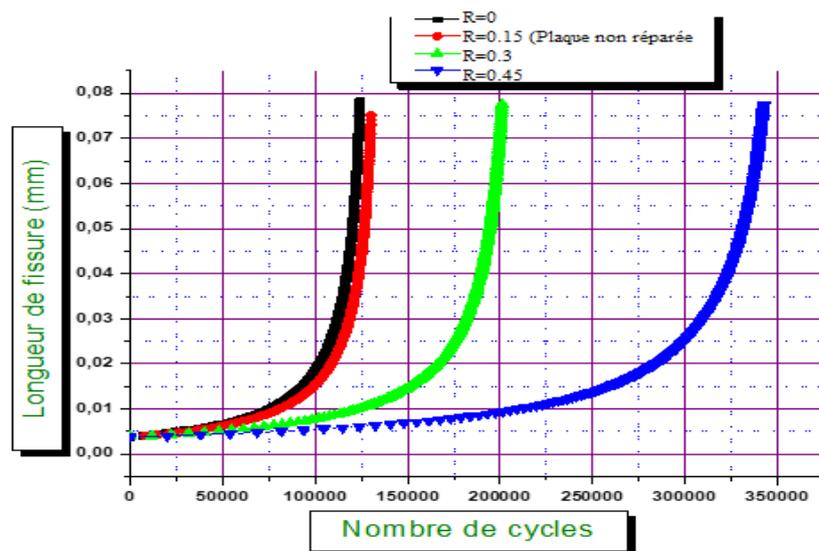


Figure III.21 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue pour la plaque non réparée.

Pour les différents rapports de charges pour la plaque non réparée, on remarque que l'augmentation de la durée de vie d'un matériau est strictement proportionnelle avec l'augmentation du rapport de charge, c'est-à-dire qu'au fur et à mesure que le rapport de charge augmente, la plaque résiste mieux qu'un rapport de charge inférieur, cela s'explique prouve que, plus que la contrainte minimale s'approche de la contrainte maximale, cela donne une durée de vie de la plaque plus.

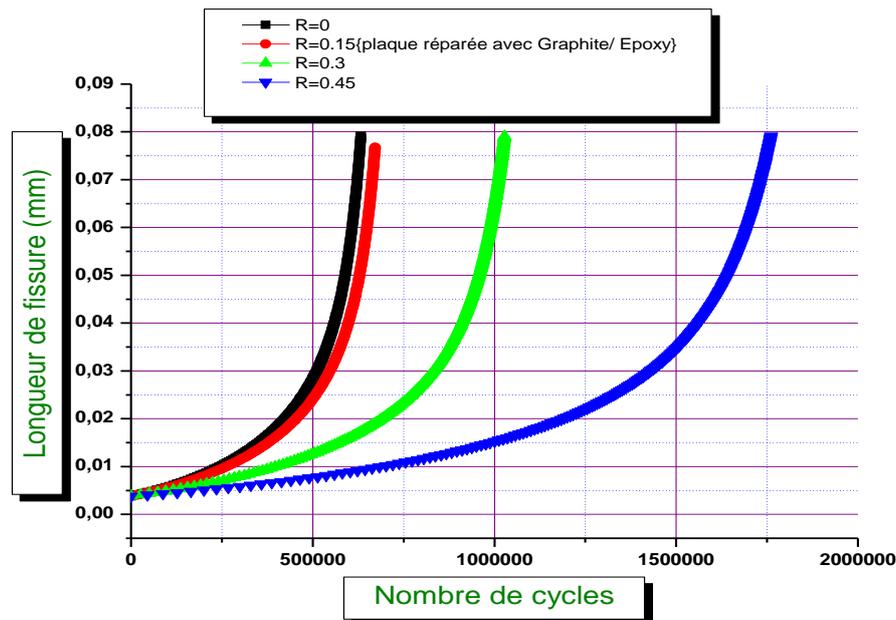


Figure III.22 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour la plaque réparée par le patch graphite/époxy.

Pour l'effet du rapport de charge sur la plaque sur la durée de vie en fatigue pour la plaque réparée par le patch graphite/époxy est très remarquable, vue augmentation de cette durée de vie qui atteint environ $1.8 \cdot 10^6$ cycles pour $R=0.45$; $1.1 \cdot 10^6$ cycles pour $R=0.3$; $0.7 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0.15$ et $0.5 \cdot 10^5$ cycles pour $R=0$, donc toujours, le nombre de cycle est strictement proportionnel au rapport de charge.

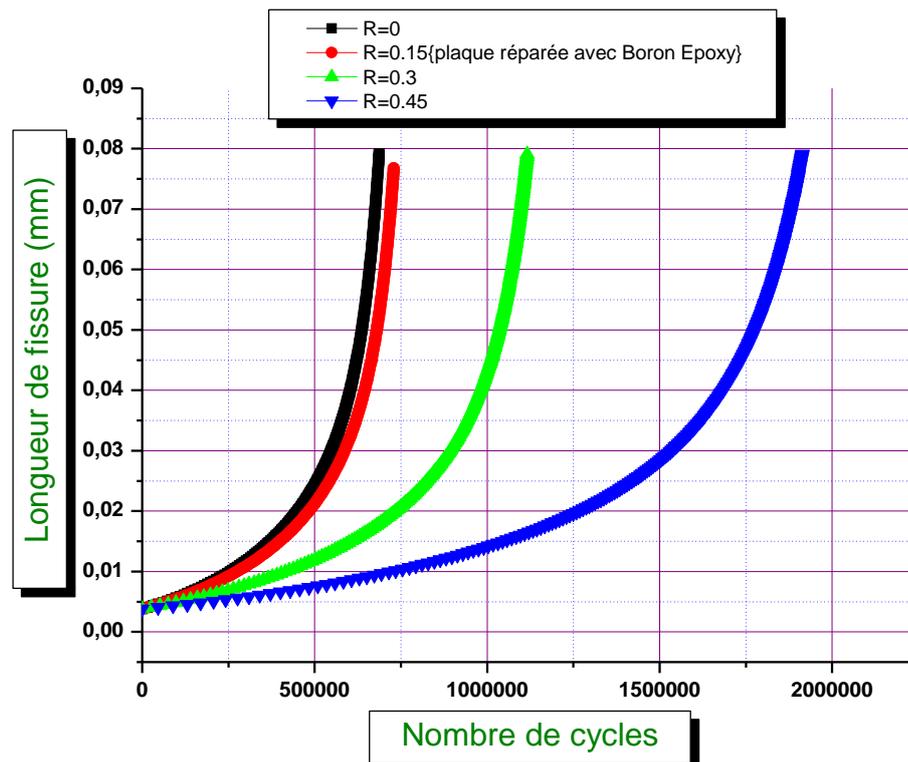


Figure III.23 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue pour la plaque réparée par le patch Bore/Epoxy.

Pour l'effet du rapport de charge sur la plaque sur la durée de vie en fatigue pour la plaque réparée par le patch bore/époxy qui entraîne une meilleure durée de vie par ses propriétés mécaniques, et atteint un nombre de cycle très important pour un rapport de charge $R=0.45$ qui atteint environ les 2.10^6 cycles.

III.4.2.1. Effet du matériau 2024-T3 pour un rapport de charge fixe R=0.3

Material Properties NASGRO Equation Constants

The NASGRO equation was developed by Forman and Newman at NASA, de Koning at NLR and Henriksen at ESA. It is an attempt to use a closed-form equation to model the da/dN vs. Stress Intensity behavior of engineering materials.

Enter

Material name: 1000-9000 series aluminum, 2024-T3 Al, [Clad: plt & sht: L-T]

Coefficient of Thermal Expansion:	2.32e-005
Young's Modulus:	73084.4
Poisson's Ratio:	0.33
Yield Strength, YLD:	365.422
Plane Strain Fracture Toughness, KIC:	36.262
Plane Stress Fracture Toughness, KC:	72.524
Effective Fracture Toughness for part-through-the-thickness cracks:	50.547
Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Ak:	1
Fit parameter in KC versus Thickness Equation, Bk:	1

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

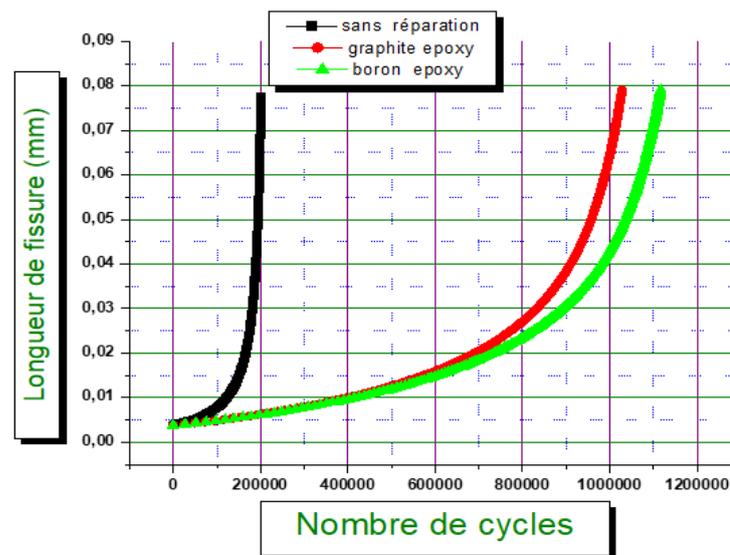


Figure III.25 : Effet du matériau 2024-T3 AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy.

Pour l'effet de l'alliage d'aluminium 2024-T3 AL sur la variation de la durée de vie sur la propagation de fissure, pour la plaque non réparée et réparée par le bore/époxy et graphite/époxy, pour le rapport de charge R=0.3 est très distinct, vue les meilleures propriétés des patches en composite pour la réparation et l'absorption des contraintes qui sollicitent la tête de fissure, puisque ces patches améliorent et augmentent la durée de vie de cette plaque, qui peut atteindre pour le bore/époxy environ $11 \cdot 10^5$ cycles et pour le graphite /époxy environ $10^2 \cdot 10^5$ cycles.

III.4.3. Effet du matériau 7075 T6 AL

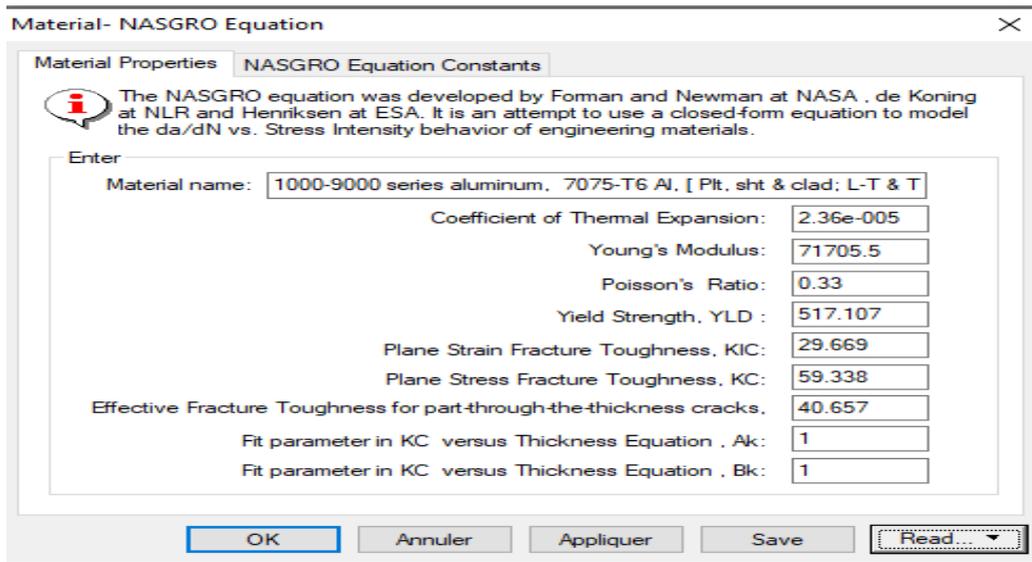


Figure III.26 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075 T6 AL

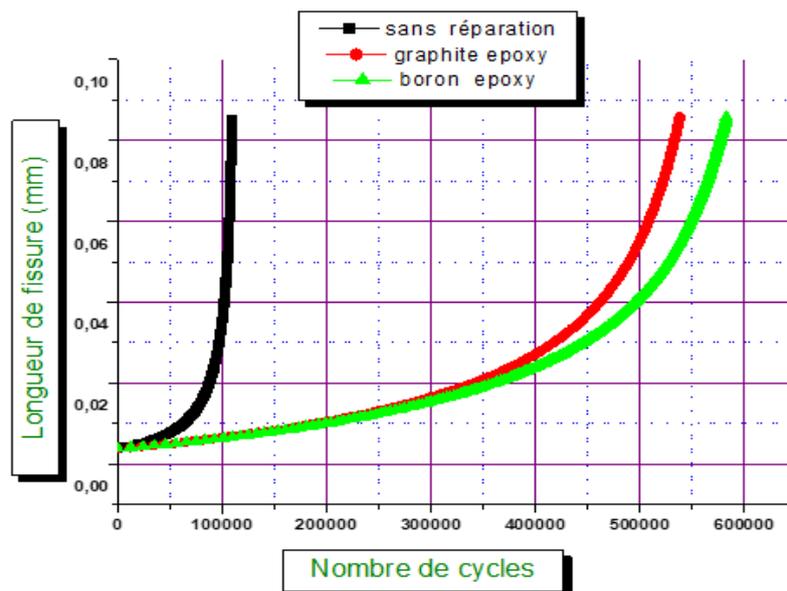


Figure III.27 : Effet du matériau 7075 T6 AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy.

Pour le matériau AL 7075 T6 sur la variation de la durée de vie sur la propagation de fissure pour la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy, pour la plaque non réparée le nombre de cycles est de 10^5 cycles, pour le patch bore/époxy est environ $5.8 \cdot 10^5$ cycles et enfin, pour le graphite /époxy est environ $5.3 \cdot 10^5$ cycles, on remarque bien que, toujours la réparation en patch en composite prolonge la durée de vie des structures, et le bore/époxy est plus performant que le graphite/époxy.

III.4.3.1. Effet du matériau 7075 651 AL

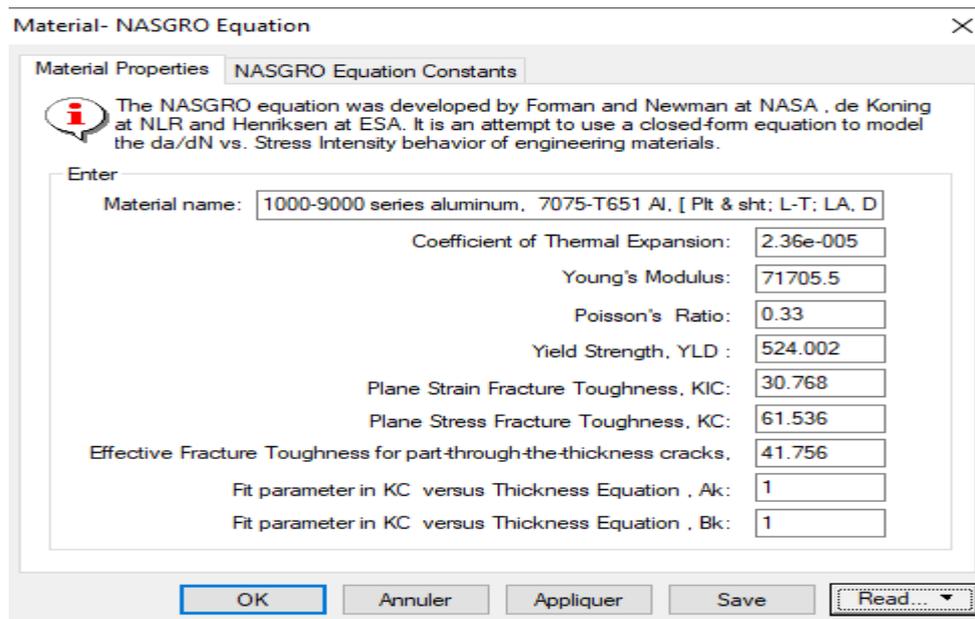


Figure III.28 : Interface des différentes propriétés de l'alliage 7075 651 AL

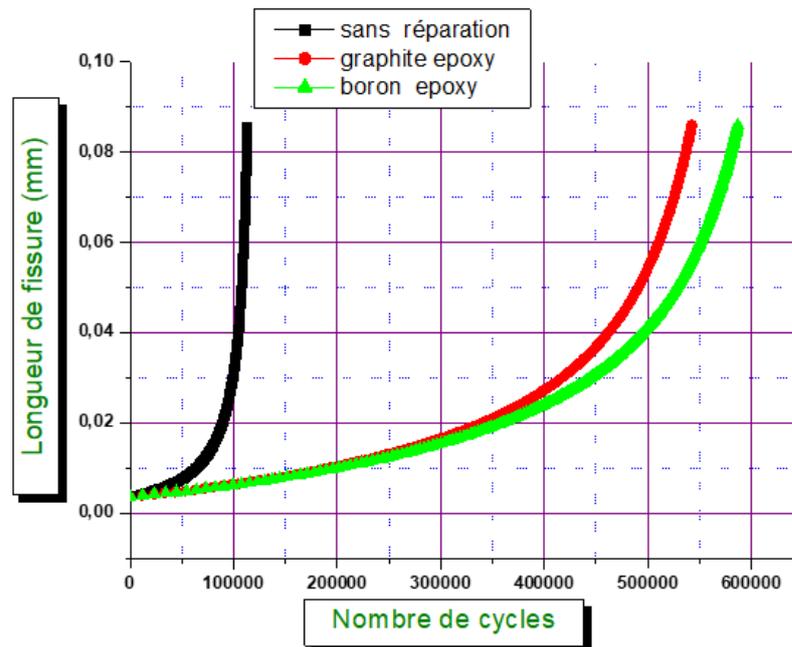


Figure III.29 : Effet du matériau 7075 651 AL sur la variation de la durée de vie de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et graphite/Epoxy.

Concernant l'effet du matériau **7075 651 AL** sur la variation de la durée de vie sur la propagation de fissure pour la plaque non réparée et réparée par le bore/époxy et graphite/époxy, toujours le bore /époxy présente une meilleure réparation vue son augmentation de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée dont un nombre de cycles très important qui atteint 6.10^5 cycles, puis le graphite/époxy avec un nombre de cycles d'environ $5.5.10^5$ cycles.

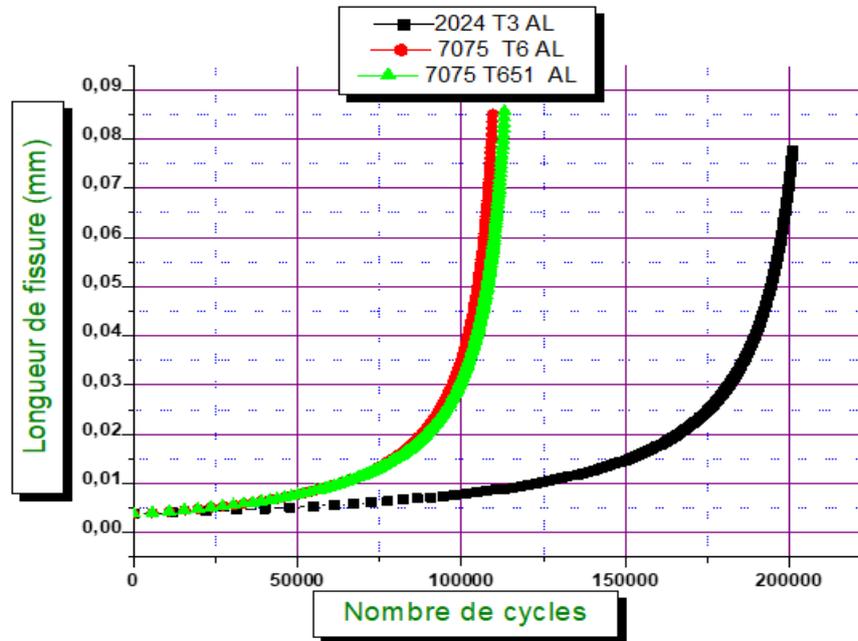


Figure III.30 : Comparaison des différents matériaux pour la plaque sans réparation.

Cette figure montre une comparaison graphique des différents matériaux en étude, pour la plaque sans réparation, pour montrer parmi ces matériaux, celui qui est le plus résistant et le plus fiable pour une durée de vie importante, surtout si on travaille dans le domaine aéronautique. On conclut que le matériau 2024 T3 AL est le plus correspondant à ces structures, vue sa légèreté, sa résistance, et d'autres propriétés propres à lui, qui permettent une durée de vie plus intéressante et plus longue comparativement aux autres matériaux de notre étude qui sont le 7075 T6 AL et le 7075 T651 AL.

IV. Conclusion :

L'effet du matériau AL 2024-T3 sur la variation de la durée de vie sur la propagation de fissure pour la plaque non réparée et réparée par le bore/époxy et graphite/époxy, toujours le bore /époxy présente une meilleure réparation vue son augmentation de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée avec un nombre de cycles très important.

Le matériau AL 2024-T3 présente de meilleurs résultats par rapport aux deux autres matériaux tels que le 7075 T6 AL et le 7075 T651 AL, relativement aux propriétés mécaniques pour chaque matériau.



Conclusion générale

Conclusion générale :

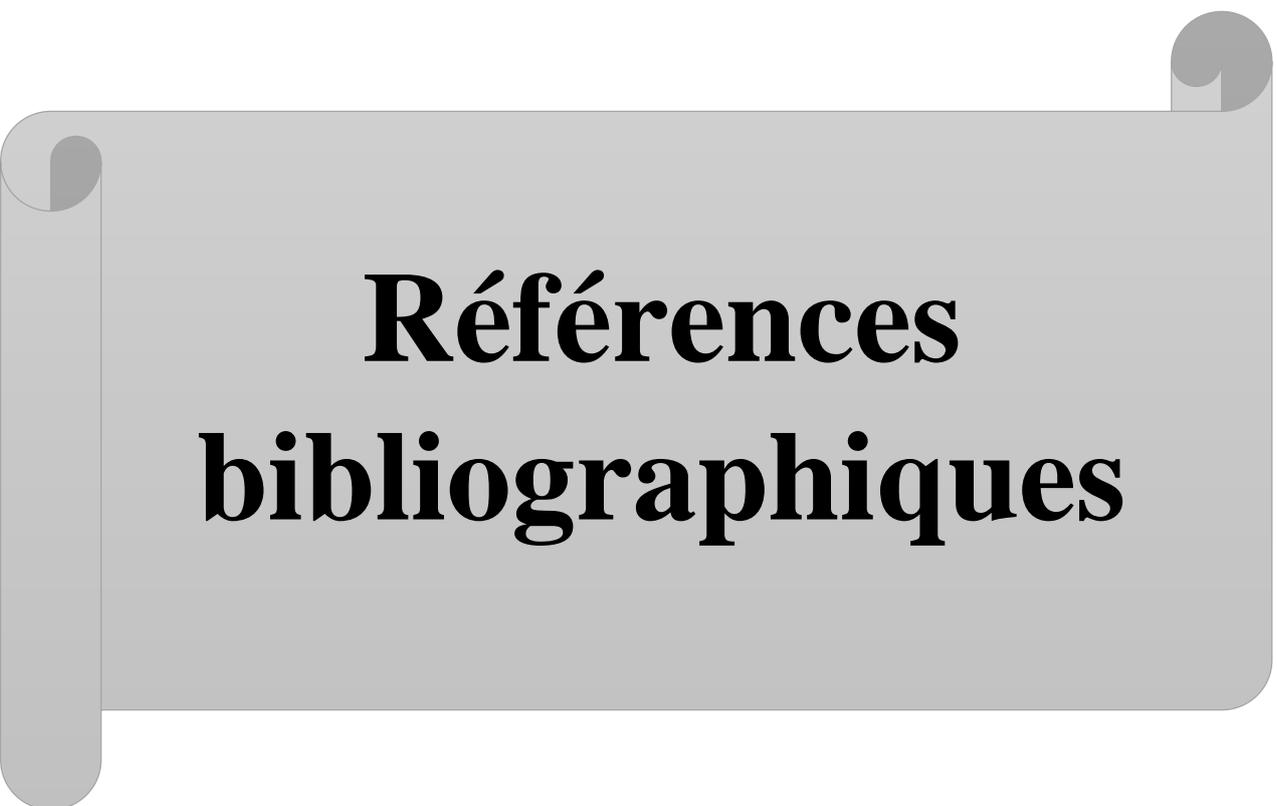
L'efficacité de la réparation par patch est montrée clairement sur tous nos résultats. On remarque que la présence du patch de réparation fait augmenter les caractéristiques mécaniques de résistance des plaques endommagées. Le nombre de cycles dans le cas des plaques réparées par patch est plus important que celui d'une plaque non réparée.

La présence du patch de réparation absorbe les contraintes de la zone endommagée à travers l'adhésif, réduisant ainsi les contraintes au niveau de la fissure et augmente les propriétés mécaniques de résistance de la structure. On peut dire que le patch permet d'augmenter considérablement la résistance de la plaque ainsi que sa rigidité pour assurer une longue durée de vie de la structure en fatigue et retarde la progression des fissures pour une longue utilisation.

Pour la variation de la propagation de fissure en fonction du nombre de cycles de la plaque non réparée et réparée par le Bore/Epoxy et le graphite/Epoxy pour les différents rapports de charge ($R=0, 0.15; 0.30$ et 0.45), le rapport de charge est strictement proportionnel à la durée de vie de la plaque et aussi on distingue l'effet de la réparation par composite sur le prolongement de la durée de vie de la plaque fissurée.

Pour les différents matériaux, le Bore/époxy présente une meilleure réparation, vue son augmentation de la durée de vie de la plaque fissurée et réparée dont un nombre de cycles très important, puis le graphite/époxy.

Le matériau AL 2024-T3 présente de meilleurs résultats par rapport aux deux autres matériaux tels que le AL 7075 T6 AL et le AL 7075 651 AL, relativement aux propriétés mécaniques pour chaque matériau.



Références bibliographiques

Références bibliographiques :

- [1]Mohamad JABBADO. (2006). Fatigue polycyclique des structures métalliques : durée de vie sous chargements variables Thèse de Doctorat, de l'Ecole Polytechnique Spécialité : Mécanique et Matériaux de Bordeaux.
- [2]Polycop ; (Définition de la ténacité) Consulté le 11/04/2022.
- [3]Bardia ESMAEILLOU (2011) Approche cinétique du comportement en fatigue du Polyamide 66 renforcé par 30% de fibres de verre Thèse de Doctorat, ENSAM SMI de paris. École doctorale n° 432 : Science des Métiers de l'Ingénieur. Doctorat ParisTech.
- [4]Hichem DJABALI Hichem YOUSFI (2009) Étude expérimentale de la fatigue en flexion rotative Thèse d'Ingenieur d'état Département de genie mecanique. Faculte de technologie Université Hadj Lakhdar de Batna.
- [5] A.-F. GOURGUES-LORENZON(2006) Comportement, endommagement et rupture par fatigue thèse d'Amine Bennani, soutenue à l'Ecole des Mines de Paris.
- [6] Abderrahim ZEGHLOUL .(2016/2017). Concepts Fondamentaux de la mécanique de la rupture .
- [7] Polycop ; Mode de rupture (2010).
- [8]Didier DUPRAT (2004) Fatigue et mécanique de la rupture des pièces en alliage léger Bureau d'études. Aérospatiale Toulouse.
- [9] MEMOIRE ; Etude expérimentale sur la fatigue des matériaux en flexion rotative (2013/2014).
- [10] SERIARI, Fatima Zohra. (2018). THESE, Etude du comportement en rupture par fatigue des structures réparées par patch sous chargement variable. Université Abou Bekr Belkaid Tlemcen UABT
- [11]Polycop ; Concepts fondamentaux de la mécanique de la rupture (2016/2017).
- [12]Polycop ; Introduction (Google).
- [13]Nadia Bahlouli (2015). Cours Matériaux composites /DESS Mécanique avancée et stratégie industrielle . IOST-ULP
- [14] Polycop ; Comportement mécanique des matériaux composites .Consulté le 10/05/2022
- [15] Polycop ; Les éléments Constituants d'un Matériau composite .Consulté le 10/05/2022

[16] Chrétien, Gilbert. (1986). Matériaux composites à matrice organique: polymères et renforts type: Caractéristiques, technologies de mise en forme: applications. Technique et documentation,

[17] Polycop ; Caractéristique distinctives, La fibre de carbone, Les propriétés mécaniques des différents types des fibres de carbone, fibre de bore, fibre de céramique, fibre d'origine organique, les fibres d'aramide, (Google).

[18] Donnet, Jean-Baptiste, and Roop Chand Bansal. Carbon fibers. CRC Press, 1998.

[19] Baley, C. "Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites, Tech." L'ingénieur (2013).

[20] Joel Cugnoni, (2005). « Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites », Thèse, Ecole Polytechnique fédérale de Lausanne

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

[22] Polycop ; Avantage des composites .Consulté le 12/04/2022

[23] L. Berreur, B. d. Maillard, and S. Nösperger, (2001). "L'industrie française des matériaux.

[24] Polycop ; Application des matériaux composites (Google).

[25] CINQUIN, Jacques. Les composites en aérospatiale. Ed. Techniques Ingénieur,

[26] Noor, Ahmed K., et al. (2000). "Structures technology for future aerospace systems." Computers & Structures 74.5 507-519.

[27] Forman RG, Mettu SR. Behavior of surface and corner cracks subjected to tensile and bending loads in Ti-6Al-4V alloy. In: Fracture Mechanics: 22nd Symposium, Vol. 1 (Eds H.A. Ernst, A. Saxena, D.L. McDowell), ASTM STP 1131, American Society for Testing and Materials, Philadelphia; 1992. p. 519-546.

Résumé :

Notre mémoire présente une étude du comportement en fatigue d'une plaque en alliage d'aluminium présentant une fissure latérale sollicitée en traction sur sa partie supérieure et inférieure. Plusieurs paramètres ont été mis en évidence, tels que le rapport de charge entre la contrainte minimale et maximale, le matériau de la plaque et voir parmi ces matériaux proposés celui qui est le plus résistant à ces sollicitations, en plus, cette plaque a été sollicitée sans réparation et avec réparation par deux composites différents, tels que, le bore/époxy et le graphite /époxy.

Abstract :

Our thesis presents a study of the fatigue behavior of an aluminum alloy plate with a lateral crack under tension on its upper and lower part. Several parameters have been highlighted, such as the load ratio between the minimum and maximum stress, the material of the plate and to see among these proposed materials the one which is the most resistant to these stresses, in addition, this plate has been requested without repair and with repair by two different composites, such as boron/epoxy and graphite/epoxy.

ملخص:

تقدم أطروحتنا دراسة لسلوك إجهاد صفيحة سبائك الألومنيوم مع صدع جانبي تحت الشد في جزئها العلوي والسفلي. تم تسليط الضوء على العديد من الخصائص، مثل نسبة التحميل بين الحد الأدنى والأقصى من الإجهاد، مادة اللوحة، لننظر من بين هذه المواد المقترحة الأكثر مقاومة لهذه الضغوط، بالإضافة إلى أن هذه اللوحة قد تم طلبها بدون إصلاح ومع الإصلاح بواسطة مركبين مختلفين، مثل البورون / الايبوكسي والجرافيت / الايبوكسي.