

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
République algérienne démocratique et populaire  
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي  
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique  
جامعة عين تموشنت بلحاج بوشعيب  
Université –Ain Temouchent- Belhadj Bouchaib  
Faculté des Sciences et de Technologie  
Département de Génie Electrique



Projet de Fin d'Etudes  
Pour l'obtention du diplôme de Master en :  
Domaine : SCIENCE ET TECHNOLOGIE  
Filière : MECANIQUE  
Spécialité : construction mécanique

## Thème

# ETUDE DE RENFORCEMENT DES PLAQUES PAR NOUVEAUX CONCEPTS DU PATCH EN COMPOSITE

Présenté Par :

- 1) Mr HABI MOHAMED EL AMINE
- 2) Mr KEMIR ABDELNOUR

Devant le jury composé de :

Pr. HARCHOUCHE ZINE ELABIDINE	professeur	UAT.B.B (Ain Temouchent)	
Président			
Dr. EL-AHMAR KADI	MAB	UAT.B.B (Ain Temouchent )	Examineur
Dr. CHAMA MOURAD	MAB	UAT.B.B (Ain Temouchent )	encadrant
Pr. MOKHTARI MOHAMED	professeur	ENP (Oran, Maurice Audin)	co-encadre

## **Remerciements**

On remercie dieu le tout puissant de nous avoir la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire

Tout d'abord, ce travail ne serait pas riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide set l'encadrement de

**Monsieur Dr. CHAMA Mourad (MAB)** et Co-encadreur **Professeur Mokhtari Mohamed** nous les remercions pour la qualité exceptionnelle, pour leur patience, rigueur de leur disponibilité lors de notre préparation de ce mémoire

Nos remerciements, **Pr. BELHENINI Sofiane** Et **Dr. EL-Ahmar Kadi (MAB)** Pour leurs précieux conseils et leur écoute active

Nos remerciements s'adresse également à tous nos professeurs pour leurs générations et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académique et professionnelles

**Merci à tous**

## DEDICACE

➤ *Tout d'abord, je tiens à remercier DIEU*

*De m'avoir donné la force et le courage de mener à bien ce modeste travail.*

➤ *Je tien à dédier cet travail à :*

– *Mon père et ma mère*

*Qui n'a jamais cessé, de formuler des prier à mon égard de soutenir afin que je puisse atteindre mes objectif.*

– *A mes frères, Abdellah, fodil (m), hichem*

*Pour ses soutiens moral et leurs conseils précieux tout au long de mes études*

– *A mon binôme h. Mohammed amine*

*Pour son entent et sa sympathie*

– *A mes chers amie Toufik, Brahim, Abdel Waheb et surtout Mohammed Melaizi sa grace est grande*

*Pour leur indéfectibles soutiens et leur infinies*

– *Et enfin et surtout Rania ramdani pour son soutien moral et mes vœux de réussite dieu le veut.*



## Table des matières

Remerciements .....	I
DEDICACE.....	II
DEDICACE.....	III
Table des matières .....	IV
LISTE DES FIGURES .....	VII
LISTE DES TABLEAUX .....	X
Résumé .....	XI
Introduction générale.....	1

### Chapitre I

#### LES MATRIAUX COMPOSITES ET LES PATCHES

I.1-Introduction :.....	5
I.2-Définition d`un matériau composite : .....	6
I.3 -Différents types de matériaux composites : .....	6
I.4- Illustrations de l'emploi des matériaux composites.....	6
1-5.Classification des matériaux composites : .....	7
I.5.1- Composites renforcés par des particules :.....	8
I.5.2- Composites renforcés par des fibres : .....	9
I.5.3- Composites structuraux : .....	9
I.6 - Les patches composites.....	10
I-7- Réparation par patch.....	11
I-7-1- Réparations par collage des patchs composites externes .....	12
I-7.2- Réparation par patchs internes.....	13
I-8- Types de patch utilisé dans la réparation des structures métalliques .....	13
I.9- Effet de la réparation par patch dur .....	13
I-10- Effet De La Forme Du Patch .....	16

I.11- Optimisation de la forme du Patch .....	17
I.12- Avantages d'un patch en composite .....	19
I.13- Géométrie du patch composite .....	20
I.14- .Conclusion .....	20

## **Chapitre II**

### **Aluminium 2024**

II.1 Introduction :.....	23
II.2 Alliage d'Aluminium 2024-T3: .....	23
II.3- L'élaboration de l'Aluminium.....	23
II.4- Propriétés d'usage des alliages d'aluminium .....	24
II.4.1- Propriétés physiques .....	24
II.4.2- Propriétés mécaniques : .....	24
II.4.3 Propriétés à chaud : .....	25
II.4.4 Propriétés chimiques : .....	26
II.4.5- Propriétés optiques : .....	26
II.4.6.Propriétés électriques : .....	27
II.5- Obtention de l'aluminium [59] .....	27
II.5.1- La Bauxite : .....	27
II.5.2- L'alumine: .....	27
II.5.3- L'aluminium:.....	27
II.6- Microstructure et propriétés mécaniques de l'alliage 2024.....	28
II.7- Désignation de l'aluminium et de ses alliages [60] : .....	29
II.7.1- Désignation Américaine: (code ALCOA) .....	29
II.7-2 .Désignation Française: .....	30
II.7-3- Désignation des méthodes d'obtention et états de livraison .....	31
II.8- L'alliage d'aluminium 2024[61]: .....	32
II.9- Micro structure et propriétés mécaniques de l'alliage 2024:.....	32

II-10- Module d'élasticité:.....	32
II-11- Tenue à la corrosion .....	32
II-12- Légèreté :.....	33
II-13- Soudage des alliages d'aluminium.....	34
II-4- Conclusion.....	34

## **Chapitre III**

### **Résultats et discussion**

III-1- Le système du modèle de renforcement et propriété de matériaux .....	36
III-2- XFEM Technique and Input Parameters .....	42
III-3- Damage Model of CZM and impute parameters .....	45
III-4- Modèle élément finis et maillage.....	47
III-5- Analyse et résultat.....	50
III-5-1- Maillage sensible de l'élément COH3D8 (CZM) sur le résultat numérique .....	50
III-5-2- Efficiency reinforcement of patch under concept-1 of composite graded .....	51
III-5-3- Efficiency reinforcement of patch under concept-2 of composite graded .....	53
III-5-4- Efficiency reinforcement of patch under concept-3 of composite graded .....	55
Conclusion générale .....	62
BIBLIOGRAPHIE .....	65

## LISTE DES FIGURES

Figure I-1- Schéma illustratif d'un matériau composite .....	6
Figure I.2- Classification des matériaux composites (William & Callister, 2001). .....	8
Figure I-3- Composite à matrice métallique renforcé par dispersion (Hairy, 2018). .....	9
Figure I-4- Les différents types des composites renforcés par des fibres .....	9
Figure I-5- Principe d'empilement de panneaux pour constituer un stratifié. ....	10
Figure I-6- Représentation schématique d'un panneau sandwich .....	10
Figure I-7- Modèle de la géométrie proposé par HOSSEINI [42]. .....	11
Figure I-8- Exemple de préparation pour une réparation par patch .....	12
Figure I-9- Réparation par collage des patches externes .....	12
Figure I-10- Réparation par collage des patches internes .....	13
Figure I-11- Modèle d'un structure fissurée et réparée par patch. [49] .....	14
Figure I-12- Effet du patch .....	15
Figure I-13- Géométrie de l'éprouvette et champ de contrainte autour de la fissure. [51].	15
Figure I-14- Résultats d'un essai de fatigue sur un éprouvette fissurée et renforcée par un patch composite. [49] .....	16
Figure I-15- Évolution de FIC en fonction de l'angle d'inclinaison $\beta^\circ$ pour différentes formes de patch. [52] .....	17
Figure I-16- Patch composite avec une épaisseur dégressive. [53] .....	18
Figure I-17- Diverses formes de patches composites. [54] .....	18
Figure I-18- Deux types d'éprouvettes renforcées par patches composites [56]. .....	20
Figure II-1- a) Courbe contrainte/déformation Plaque Aluminium 2024-T3 (courbe expérimentale) b) partie plastique de la courbe d'aluminium [58] .....	25
Figure II-2- illustre l'impact de la chaleur sur les caractéristiques des alliages d'aluminium .....	26
Figure II-3- Principaux étapes de fabrication de l'aluminium .....	28
Figure II-4- Vitesse de dissolution de l'aluminium en milieux aqueux en fonction du pH d'après Shatalov [60]. .....	33

Figure II-5- Diagramme de Pour baix Potentiel-pHde l'aluminiumàT25°C[60].....	33
Figure III-1- Geometric model of the bonded system .....	36
Figure III-2- Exemple of Possible approche par image d'un arrangement des fibres en Aramide [35]. .....	37
Figure III-3- Graduation du patch suivant l'épaisseur du a) C-1 fibre à 46% aux milieux b) C-2 fibre à 46% proche de l'extrémité à 0.6 mm c) C-3 fibre à 46% proche de l'extrémité à 0.6 mm côté opposé .....	37
Figure III-4- Symmetric Graduation du fibre dans la matrice according to the thickness of a) volume Carbon fiber 46% in the midell , b) volume Carbon fiber 46% décalé du milieu à 0.4mm and c) volume Carbon fiber 46% décalé du milieu à 0.4mm coté opposé .....	41
Figure III-5 Elements and nodes detail in the XFEM approach [40-42].....	42
Figure III-6- Stress–Strain curve of Aluminum AL2024T3 material [10].....	44
Figure III-7- triangularine softening law for pure and mixed-mode .....	45
Figure III-8- Overview of typical mesh element C3D8 used in patch and plate [49].....	48
Figure III-9- Descriptif du maillage dans la structure collée et de l'interface CZM.....	49
Figure III-10- a) Sensibilisation et stabilisation du maillage between précédant travail [10], and the current study. With Typical load-displacement, reporting from C3D8R and 16000-19000-26000 solid mesh element b) certain situation de mailage. ....	51
Figure III-11- Force-displacement curve, the normalized crack length and debonding area in the case of 1) Cohesive Araldit420 under concept-1 of gradation, and in the case of 2) concept-1 of FGM gradation of composite under different Cohesive quality; (a) start of del.....	52
Figure III-12- Force-displacement curve, the normalized crack length and debonding area in the case of 1) Cohesive Araldit420 under concept-2 of gradation, and in the case of 2) concept-2 of FGM gradation of composite under different Cohesive quality; (a) start of delminating patch, (b) start of crack propagation in aluminum plate, (c) failure load, (d) total damage of aluminum plate .....	54
Figure III-13 Force-displacement curve, the normalized crack length and debonding area in the case of 1) Cohesive Araldit420 under concept-3 of gradation, and in the case of 2) concept-3 of FGM gradation of composite under different Cohesive quality; (a) start of	

delaminating patch, (b) start of crack propagation in aluminum plate, (c) failure load, (d) total damage of aluminum plate ..... 56

Figure III-14- Contours of PHILSM of the XFEM technique (fissure) dans la plaque en aluminium in a) composite patch FGM graded with concept-1, in b) composite patch FGM graded with concept-2 and in c) composite patch FGM graded with concept-3 ..... 58

Figure III-15 Maximal von Mises stresses in the adhesive element in a) composite patch FGM graded with concept-1, in b) composite patch FGM graded with concept-2 and in c) composite patch FGM graded with concept-3. .... 59

## **LISTE DES TABLEAUX**

Tableau II-1- Propriétés mécaniques de l'alliage Aluminium 2024-T3 [58]. .....	25
Tableau II-2- Propriétés mécaniques de l'alliage 2017 et 2024 non recristallisés.....	29
Tableau II-3- Composition chimique nominale de l'alliage 2024 .....	29
Tableau II-4- Désignation Américaine .....	30
Tableau II-5- Désignation Française .....	31
Tableau II-6- Désignation des méthodes d'obtention et états de livraison .....	31
Tableau III-1- Mechanical properties of the Carbon-Epoxy [36] used .....	38
Tableau III-2- Parameters of cohesive used of fracture in mode 1 and mode 2. [10] ....	44

## Résumé

Un nouveau concept du patch est proposé dans ce travail en composite gradué qui fait l'objet de l'application sur le renforcement du plaque entaillé en aluminium, la démarche et l'approche de ce travail consiste à introduire la fraction volumique du concept de FGM dans les lois de mélange du Fibre-Matrice dans le composite unidirectionnelle graduée, Le décollement du patch et l'amorçage avec la propagation de fissure dans la plaque est respectivement simulé par le modèle du CZM et de la technique de XFEM qui sont implanté dans le code de calcule par éléments finis ABAQUS, Le modèle du CZM inclue les deux modes, celle de cisaillement et de décollement normale, par une forme triangulaire d'une loi de comportement en contraintes déplacement de l'adhésif, les concepts des patch utilisé en composite sont graduer suivant l'épaisseur linéairement et par fonction FGM, avec les deux autres qui ne sont pas graduée et qui présentent dans ces propriété les limites des ceux qui sont graduées, ces composite sont des témoins dans l'une présente le même cas d'un travail précédant, à l'échelle de fibre la graduations par couche est formulé par fraction volumique en lois de puissance entre les fibres et la matrice, cette graduation est sous des concepts ou ; le fibre est plus dense aux milieux de l'épaisseur nommé C-1 et dans d'autres qui sont loin ou proche de l'extrémité du patch nommé C-2 et C-3 respectivement, ont pour but de réduire la transmission des charges au joint de l'adhésif et voir comment ces concepts reçoive les charge et répond à l'endommagement par décollement de l'adhésif, Ce travail par les effets analysé à montrer une compétition entre le décollement et l'amorçage de fissure de la plaque.

# **INTRODUCTION GENERALE**

### Introduction générale

Les structures métallique dans les divers application son suivant leurs conception et fonctionnement sollicité à des différents niveau et modalité de chargement, de même, la présence des entailles dans ces structures sont inévitable, d'où l'intérêt de plusieurs chercheurs à proposer et analysé le renforcement de ces structures sous divers comportement et modalité de chargement [1-3], on trouve parmi ces travaux, le travail de benzaama et al [4,5] sur le renforcement de ces structures, d'autres ont utilisé aussi des concepts sur des plaque en composite et au niveau de l'entaille afin d'amélioré leurs comportement structurelle et avoir une surcapacité optimale suivant le concept proposé, parmi ces travaux on trouve le travail de Ilyes et de chaht et al [6,7] en modifiant l'orientation des plaques au niveau de l'entail, d'autre comme le travail de fatima et al [8], qui ont utilisé des plaques en composite à fibre graduée, on outre, l'avantage de ces matériaux en composite est présenté dans ces concepts de renforcement ou plusieurs d'autre applications, particulièrement remarquable c'est dans le rapport de résistance-poids dans les application aéronautiques et ou les structure assemblée par collage, en effet, le matériaux composite par sa composition de fibre et matrice, nous donne l'avantage de proposé des concepts qui réponde aux divers mode de chargement, telle que le paramètres d'orientation ou d'empilement des plis dans les stratifié, et de l'utilisation des composite hybride [9], toute ces divers concept de composite présentent un axe de recherche important par plusieurs chercheurs.

l'adhésive est un paramètre dans le concept de ces composites telle que l'assemblage des plis dans les stratifier et dans la réparation ou le renforcement des structures métallique, leurs présence reste toujours pertinente dans les structures aéronautique ou autre, en revanche ils présentent le maillant le plus faibles dans les technique de renforcement par les composites ou de conception du composite lui-même, de proposé ou d'analysé des nouveau concept du composite pour le renforcement ou même réparation des structure métallique nous donne l'avantage d'avoir une compréhension sur leurs utilisation et de voir aussi comment optimisé ces propre caractéristique, En effet, le renforcement ou la réparation reste conditionne par la capacité de résistance du l'adhésive lui-même telle que présenté dans le travail de blayli et all [10,11], et par Nunes et al. [12] qui ont comparé la capacité résistance sur trois différentes qualités de l'adhésif, le Araldite 2015 moins résistant mais ductile, le Sikaforce® 7888 haute résistance et avec ductilité, et le l'Araldite AV138 résistant et cassant, dans le domaine de la recherches des adhésive et leurs comportement, le modèle d'une géométrie à simple recouvrement [13,14], présente le modèle d'analyse pour évaluer les divers paramètre proposé

sous les divers situation de fonctionnement, par le fait que ces adhésive dans les matériaux composite ou dans d'autre structure aéronautique sont plus utilisé, ils ont attiré l'intérêt de plusieurs chercheurs dans l'étude de leurs décollement, pour mieux comprendre leurs comportement afin de proposé des amélioration pour une surcapacité dans leurs résistance, numériquement et par la méthode des éléments finis, le décollement est simuler par l'endommagement interfaciale de l'adhésive, l'adhérence par états de surface n'est pas simulé dans les analyse de décollement, c'est évité par une compatibilité entre les éléments assemblé, Cependant, le modèle de CZM dans la méthode des éléments finis est le plus utile par sa prédiction du comportement mixte et ces paramètres de l'endommagement introduite dans les critères en lois de traction séparation, plusieurs travaux de comparaison ont étai effectuer entre les résultats numérique et celle de l'expérimentale de Kafkalidis et Thouless [15] par le modèle de CZM en comportement linéaire, on trouve Gonçalves et al [16] et ceux de Chen et yang [17,18]., et celui de Yang et al. [19-20], d'autres comme Li et al. [21] dans l'endommagement sous le comportement plastique de l'adhésive [22–24].

De même, les matériaux composites ont aussi présenté l'intérêt de plusieurs chercheurs par des tests qui ont étai effectuer pour but de déterminer leurs efficacités dans les diverses applications [25,26], dans les assemblages collés par le travail de Thouless et al. [27] et de Bogdanovitch et Kizhakkethara [28], on trouve aussi dans les composites stratifiés en carbone/époxy Tarpani et al. [29], le renforcement structurel dans le travail de Abdelouahedet al [30], on outre, Les matériaux FGM avec ces concepts de graduation, prend aussi l'objectif d'amélioré la résistance de ces structures, on trouve plusieurs travaux dans ce contexte telle que celui de Abdelouahed et al [31], Plusieurs d'autre travaux sont aussi localisés sur la réponse élastique-plastique des matériaux FGM, comme le travail de Shabana et al [32], et de Ozturk et al [33] qui ont étudié la réponse en comportement élastique-plastique d'une structure de FGM de forme cylindrique pleine, D'autre comme dans le travail de Kim et Paulino [34] qui sont investi sur les propriétés de Plaques en FGM isotropes et orthotropes

Ce travail présente l'incarnation d'un concept du composite graduée présenté dans un travail précédant est appliquer dans l'actuel sur le système de renforcement par patch, notre objectif dans ce travail c'est de modifier la rigidité suivant l'épaisseur de ce patche de renforcement afin de faire travailler le joint adhésif et lui permettre de transmis plus de chargement vers les couches moins rigide du composite en absorbant par déformation plus de charge, le renforcement par patch en composite est un paramètres prise dans ce travail comme un effet important sur l'évaluation de la capacité de renforcement, le travail est suivi par

## **Introduction générale**

---

l'avantage d'avoir un choix sur la fonction de fraction volumique sur les concepts de graduation des plaques en composite, Ce travail inclure l'endommagement dans la plaque en aluminium et dans le joint adhésive, inclure aussi le concept du mélange fibre matrice introduite par fraction volumique dans le patch en composite, et de voir avec les paramètres choisie une situation ou le système renforcer est en endommagement de décollement et fissuration dans la plaque, les résultats présente que l'adhésive utilisé dans le système de renforcement joue amplement leur effet sur la capacité du composite de renforcer la structure.

# **Chapitre I**

## **LES MATRIAUX COMPOSITES ET LES PATCHES**

## I.1-Introduction :

De plus en plus de domaines sont intégrés dans l'utilisation des matériaux composites. Dans le domaine de l'automobile (aile et toit de voiture...), de l'aéronautique (éléments de fuselage d'avions...), les composites sont actuellement largement employés.

Dans les domaines de l'aérospatial (protection thermique des navettes spatiales...), de la construction navale (coques de bateaux...), de la microélectronique (microcomposants électroniques et circuits imprimés...), des nanotechnologies (microsystèmes électromécaniques...), de la militaire (blindage...), de la médecine (prothèses...) et même du sport et des loisirs (cadre de vélo).

Un matériau composite, composé d'au moins deux matériaux (matrice et renfort), est présenté comme une solution prometteuse pour remplacer les matériaux traditionnels (métaux et alliages, polymères et céramiques).

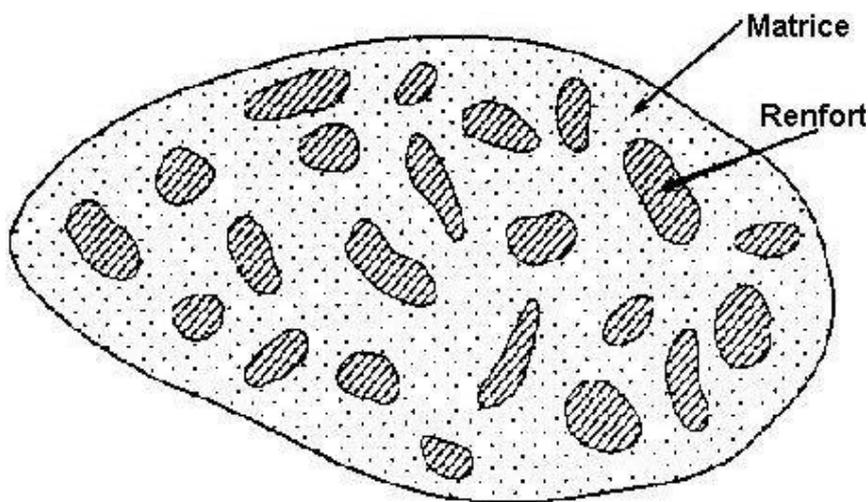
Effectivement, les matériaux composites permettent de combiner les bénéfices des matériaux fondamentaux qui les composent (matrice et renfort) afin d'améliorer plusieurs caractéristiques. Par exemple, un composite composé d'une matrice de polymère renforcée par des fibres en carbone peut posséder les caractéristiques mécaniques optimales des fibres en carbone tout en étant léger.

L'une des meilleures méthodes pour réparer les pièces métalliques et composites consiste à utiliser des patchs composites. Les patchs composites ont de nombreux avantages par rapport aux autres moyens de réparation. Le patch composite présente un meilleur comportement à la fatigue, une moindre résistance à la corrosion et une formation aisée [35] Le patch composite a l'avantage d'éviter la création de nouveaux trous lors de l'installation et de ne pas affecter la structure. Le patch composite nécessite une épaisseur de 33 à 50 % de plus que celle d'aluminium. [36] Le patch réduit le facteur d'intensité de contrainte (SIF) et ralentit et arrête la fissure. Un des principaux atouts de la technologie de réparation par patch est le faible poids de la structure [37] Le soudage nécessite moins de compétences pour installer un patch composite. Le rapiéçage est bien meilleur que le soudage pour réparer les ressources pétrolières et gazières, car le travail à chaud n'est pas possible[38] Les patchs sont devenus populaires grâce à leur légèreté, leur flexibilité et leur variété.[39] La forme d'un composite n'est pas facile pour un patch métallique .La réparation est conservatrice si le SIF est inférieur à la valeur asymptotique pour les fissures réparées avec le patch composite. La

capacité portante du matériau de base doit être égale à la charge minimale du matériau de réparation.

### **I.2-Définition d'un matériau composite : [40]**

Les composites, souvent désignés sous le nom de matériaux, sont des matériaux solides et polyvalents. Ils regroupent différents matériaux de composition ou de formes et sont composés d'au moins deux matériaux immiscibles qui se complètent mutuellement. L'interface est la zone de contact entre chaque matériau, dont la qualité a un impact considérable sur les caractéristiques mécaniques et physiques du composite.



*Figure I-1- Schéma illustratif d'un matériau composite*

### **I.3 -Différents types de matériaux composites : [41]**

Il existe deux catégories de composites : les composites à diffusion élevée et les composites à performances élevées.

#### **Matériaux composites de grande diffusion :**

Les avantages principaux des matériaux composites à grande diffusion sont : l'optimisation des coûts en réduisant les prix de revient, leur composition en polyester avec des fibres de verre longues ou courtes (sous forme de mat ou de tissu) et la simplicité de leur fabrication (moulage par contact, SMC et injection).

#### **Matériaux composites de hautes performances :**

Les matériaux composites performants sont employés dans le secteur de l'aéronautique où il est nécessaire d'obtenir une performance élevée en raison de leurs valeurs ajoutées élevées.

- Les renforts se composent principalement de fibres longues. Le pourcentage de renfort dépasse les 50%. Ces composites sont élaborés par les procédures suivantes
- Drapage autoclave, enroulement filamentaire, RTM.
- Beaucoup de procédés encore manuels.
- MM, CMC Exemples d'utilisation des matériaux composites :

#### **I.4- lustrations de l'emploi des matériaux composites**

Il y a des millions de tonnes de matériaux composites sur le marché, mais il est loin de celui des aciers, qui est plusieurs centaines de fois plus important.

Les composites performants sont principalement employés dans les domaines suivants:

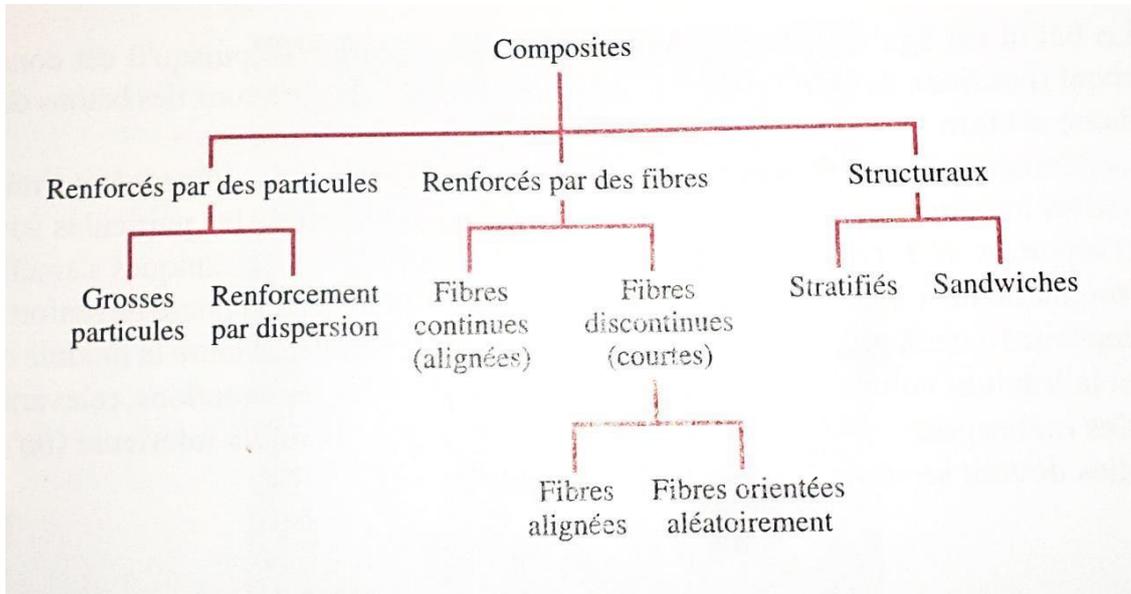
- automobile (toit, habitacle, coques de voitures de course...);
- énergies renouvelables (pales d'éoliennes, supports de panneaux solaires...);
- constructions civiles (toiture, cloisons, canalisations...);
- constructions nautiques (coques de bateaux...);
- l'industrie aéronautique (airbus A350 avec plus de 50 % des matériaux en composites, NH90 Eurocopter avec plus de 85 % des matériaux en composites...);
- l'électricité et l'électronique (circuits imprimés à base de fibres, coques de téléphones de haute qualité...); le sport et le loisir (raquette de tennis, cadre de vélo, canne à pêche...);
- le matériel médical (prothèses dentaires, chaises roulantes...).

#### **1-5.Classification des matériaux composites[42] :**

Selon le type de renfort utilisé, il est possible de classer les matériaux composites en trois grands groupes :

- Matériaux composés de particules renforcées ; □ matériaux composés de fibres renforcées ;
- Matériaux structuraux composites.
- Tous ces grands groupes sont constitués de sous-groupes. La première figure présente les diverses catégories de composites.

- Il convient de souligner que certains scientifiques considèrent d'autres matériaux comme composites, tels que les matériaux FGM (Matériaux à Gradient de Propriétés), le bois et certaines structures tissées.

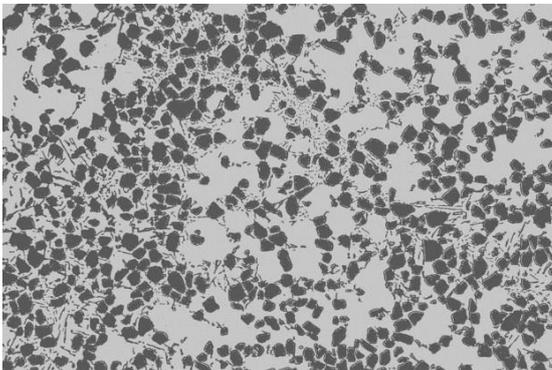


*Figure I.2- Classification des matériaux composites (William & Callister, 2001).*

### I.5.1- Composites renforcés par des particules :

Les composites sont renforcés dans cette catégorie :

- Par des particules volumineuses (béton, polymères chargés...) : la géométrie des particules peut varier, mais leurs dimensions restent similaires dans toutes les directions ;
- Par dispersion : dans ces composites, de petites particules d'une matière inerte et de proportions très faibles sont généralement dispersées dans des matrices métalliques (Figure I-3) .



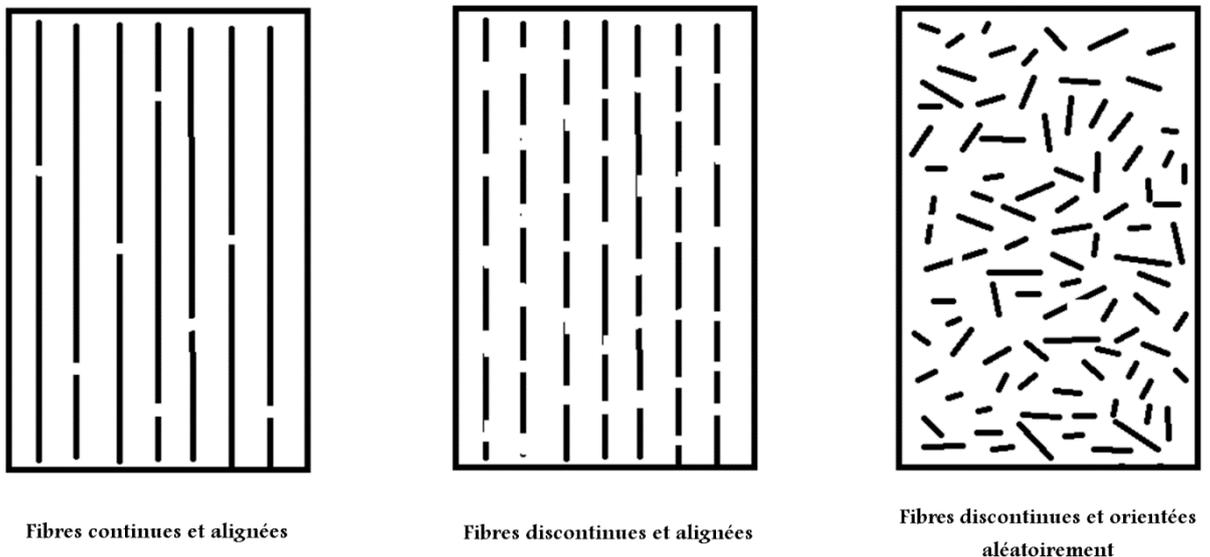
*Figure I-3- Composite à matrice métallique renforcé par dispersion (Hairy, 2018).*

### I.5.2- Composites renforcés par des fibres :

On a créé ces composites afin d'obtenir des matériaux solides et légers. On distingue deux sous-groupes de composites de cette classe

- Des composites renforcés par des fibres continues (longues fibres alignées) ;
- Des composites renforcés par des fibres discontinues (courtes). Ces fibres courtes peuvent être alignées ou orientées de manière aléatoire.

Les différentes configurations des composites renforcés par des fibres sont illustrées dans la **figure I-4**.



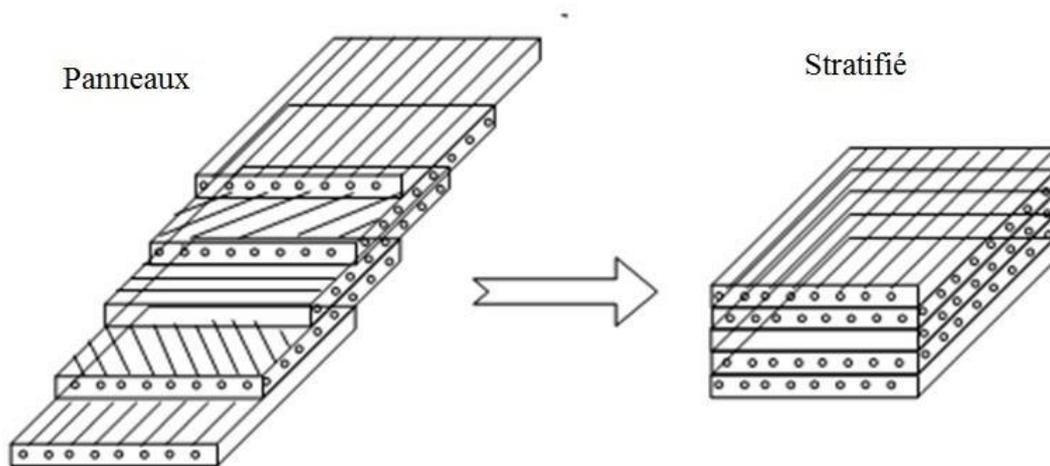
*Figure I-4- Les différents types des composites renforcés par des fibres*

### I.5.3- Composites structuraux :

Un matériau homogène et un composite forment un composite structural. On divise les composites structuraux en deux catégories :

#### ➤ Les stratifiés :

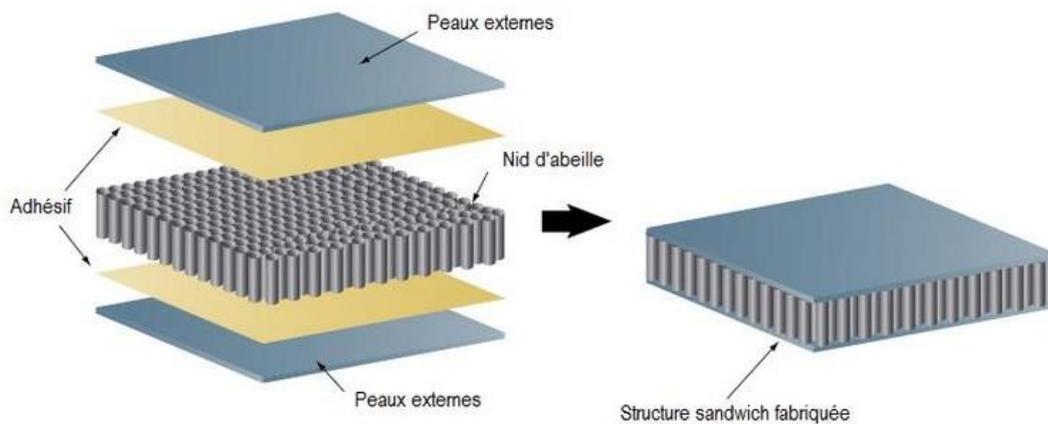
Un stratifié se compose d'un empilement de feuilles (panneaux) dont les caractéristiques diffèrent en fonction de la direction. On superpose et colle les différentes couches d'un stratifié de manière à ce que la direction de leur plus grande résistance diffère d'une couche à l'autre, comme illustré dans la **Figure I-5**. (Gornet, 2008).



*Figure I-5- Principe d'empilement de panneaux pour constituer un stratifié*

➤ **Les panneaux sandwich :**

Ces composites se composent de deux couches d'un matériau extrêmement solide entre lesquelles un cœur est composé d'une matière moins dense, moins résistante et moins rigide (voir **Figure I-6**).



*Figure I-6- Représentation schématique d'un panneau sandwich*

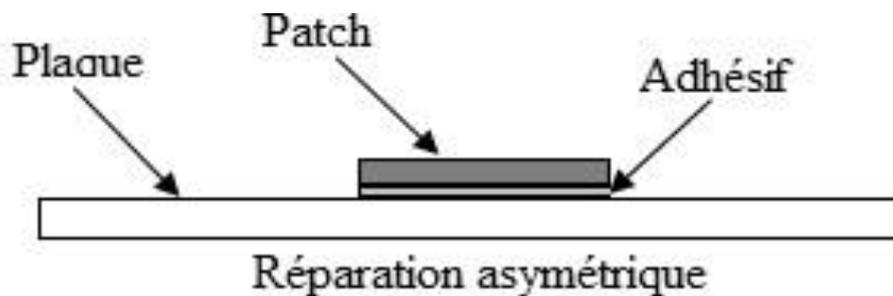
## I.6 - Les patches composites

### 2 Modèle numérique de fatigue pour les plaques réparées par patch :

On a créé un modèle numérique en se basant sur un modèle expérimental développé par HOSSEINI TOUDESHPKY [43]. D'après la **Figure I-7**, on a modélisé une plaque en aluminium 2024-T3 avec une fissure centrale en mode I qui a été réparée asymétriquement par un patch en verre/époxy afin d'évaluer comment les fissures se propagent sous des

sollicitations de fatigue. Ensuite, on a effectué une évaluation de la durée de vie de cette plaque suite à une étude d'optimisation du volume de patch.

Potentiellement se propager jusqu'à atteindre une taille finale critique de 14 mm. Chaque fois que la taille de cette fissure augmente, le facteur d'intensité des contraintes est calculé. D'après **Figure I-7-**, on a exploité la symétrie du chargement et de la géométrie en utilisant la moitié de la géométrie de la plaque réparée. On a employé des composants Solid 95 pour le maillage de la plaque en aluminium et le film d'adhésivité. En revanche, pour le patch en composite, nous avons choisi des éléments Solid46 qui peuvent être stratifiés.



*Figure I-7- Modèle de la géométrie proposé par HOSSEINI [43].*

### **I-7- Réparation par patch**

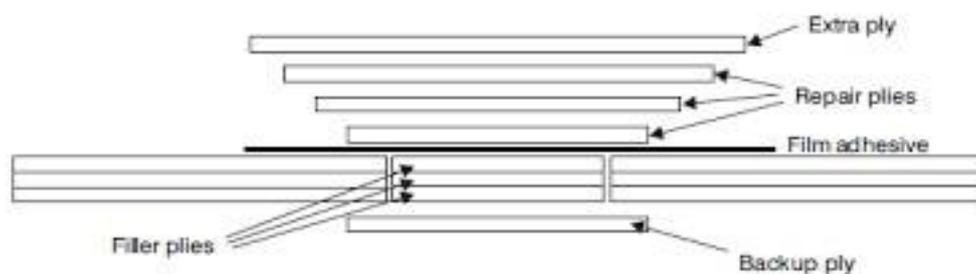
Les patches en matériau composite sont couramment employés afin de réparer les structures métalliques abîmées par la fatigue. Grâce à ces patches, les fissures peuvent être retardées et ainsi prolonger la durée de vie des structures réparées. De nombreux articles ont analysé les caractéristiques mécaniques de ces structures réparées. Plusieurs chercheurs ont minutieusement examiné l'impact de différents paramètres sur le déroulement de la fissure. Par exemple, la littérature récente a étudié l'impact de la taille du patch composite [44], du nombre de plis [45], de la dissymétrie de la structure réparée [46], de la tension du composant avant le collage du patch composite, du collage imparfait du patch composite ou des contraintes résiduelles. Les réparations structurales ont pour objectif de restaurer les caractéristiques mécaniques des structures. Pour des raisons de sécurité, ces réparations impliquent de retirer la zone endommagée des matériaux composites **Figure I-8** et de mettre en place des plis de substitution. On désigne cette méthode de réparation sous le nom de réparation par patch.



*Figure I-8- Exemple de préparation pour une réparation par patch*

### **I-7-1- Réparations par collage des patchs composites externes**

L'utilisation de patchs déjà polymérisés externes, appelés patchs durs, implique l'insertion d'un bouchon dans la zone nettoyée, puis la fixation du patch externe (**Figure I-9** et II.12) . La réalisation de cette réparation est plutôt rapide et simple, car le nettoyage de la zone endommagée est très précis. Il s'agit principalement du joint collé entre la pièce à réparer et les patchs externes pour la transmission des charges. En ce moment, les industries aéronautiques manifestent un vif intérêt pour cette solution. La réussite et la fiabilité de ce genre de réparation sont influencées non seulement par les caractéristiques des patchs, mais également par le comportement mécanique de l'adhésif utilisé. Le développement et l'amélioration de ce genre de réparation sont basés sur une meilleure compréhension du fonctionnement de ce type d'assemblage.



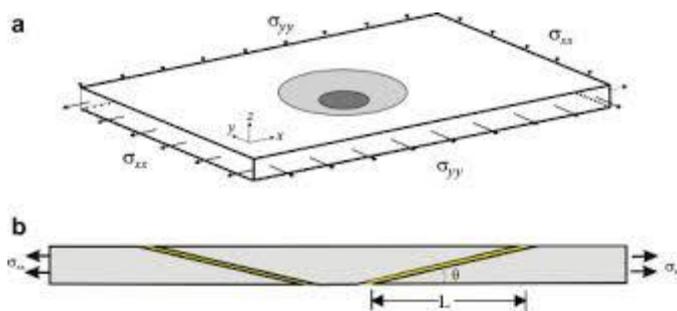
*Figure I-9- Réparation par collage des patchs externes*

Dans la littérature, l'influence des divers paramètres de patchs a été étudiée. Différentes formes géométriques sont utilisables afin de couvrir au mieux la zone

endommagée. Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux, etc. Soutis et Al [47] ont analysé la performance en compression d'un système réparé par collage de patches externes en variant sa forme géométrique et son épaisseur

### I-7.2- Réparation par patches internes

Les patches internes sont utilisés pour substituer la zone endommagée qui est soustraite à la structure (Fig. I-10), en lui donnant la même forme. En fonction de l'état du matériau, on peut également distinguer deux catégories de patches de réparations en composites : les patches durs et les patches mous. Avant d'être installés, les patches « dits durs » sont solidifiés. On applique les patches "dits mous" à l'état non solidifié. Après leur installation sur la structure, leur solidification est effectuée. Il est important de noter que les caractéristiques des patches en composite peuvent varier considérablement selon les caractéristiques du pli élémentaire et la séquence d'empilement du composite utilisé.



*Figure I-10- Réparation par collage des patches internes*

## I-8- Types de patch utilisé dans la réparation des structures métalliques

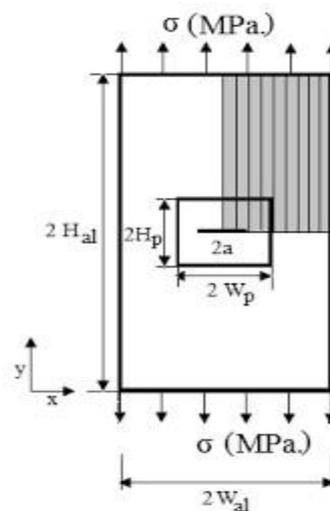
En fonction de l'état du matériau, on peut également distinguer deux catégories de patches de réparation en composite : les patches durs et les patches mous. Avant d'être installés, les patches « dits » durs sont solidifiés. On applique les patches "dits" mous à l'état non solidifié. Après leur installation, leur solidification est effectuée.

sur le plan de la structure. Dans notre recherche, notre attention se porte uniquement sur l'impact du premier type de patch (patches solides) [48]

## I.9- Effet de la réparation par patch dur

Plusieurs recherches numériques ont été réalisées afin d'étudier le comportement de la structure réparée à l'aide d'un patch composé. On applique ces patchs sur la zone endommagée afin de maintenir la stabilité des fissures déjà présentes. De nombreuses recherches ont été menées sur ce sujet [ 49].

Un patch composite est utilisé pour réparer la structure fissurée. L'objectif de cette illustration est d'analyser comment la taille du patch composite influence la propagation de la fissure.



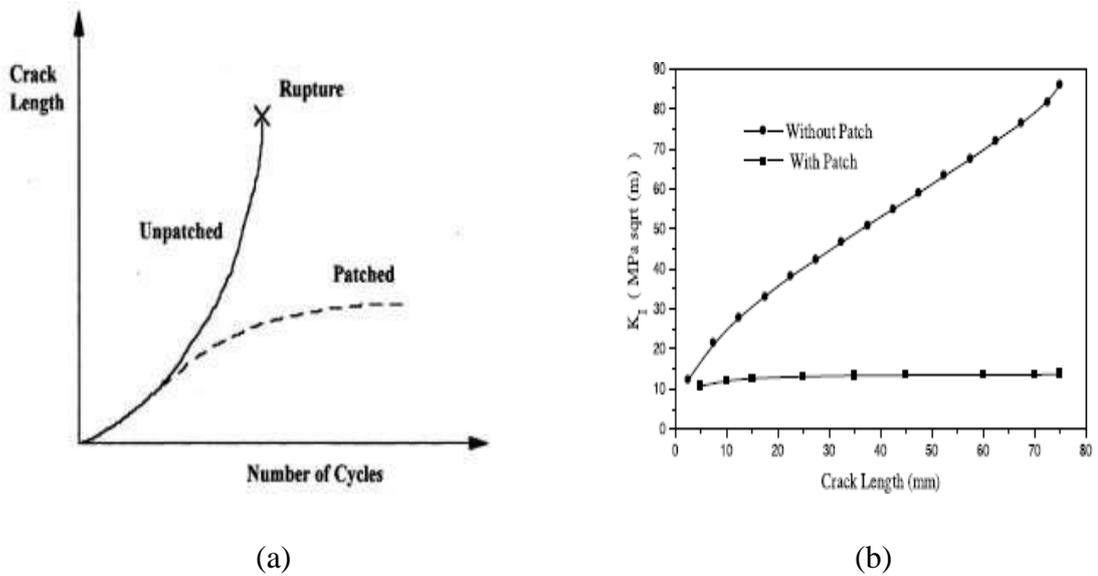
*Figure I-11- Modèle d'un structure fissurée et réparée par patch.[50]*

L'objectif du patch composé consiste à renforcer la structure et à retarder la propagation des fissures. En d'autres termes, le patch composé vise à absorber la contrainte fortement localisée aux points de fissure. La relation entre le facteur d'intensité KI et la longueur de fissure de l'échantillon sans patch et avec patch est illustrée dans la figure I.12(b). De plus, la figure I.12 (a) présente une comparaison en fatigue entre une structure fissurée et une structure fissurée et réparée.

La présence de patchs composites a entraîné une réduction significative du facteur d'intensité de contrainte KI par rapport à une structure non réparée, ce qui améliore la durée de vie de la structure endommagée.

Pour vérifier la validité ou non de modèles théorique ou numérique, de nombreuses études expérimentales ont été réalisées sur la réparation par patchs composites. Par exemple, la figure I.13 illustre un essai traditionnel extrait de la littérature [51]. Dans cette étude, nous

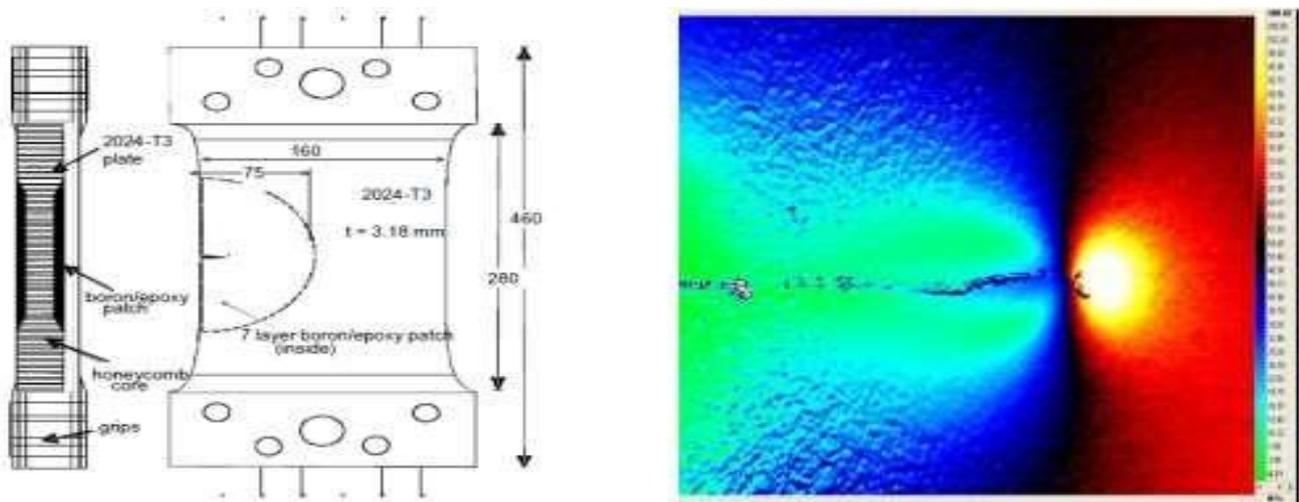
examinerons le comportement en fatigue d'une structure fissurée qui sera ensuite réparée à l'aide d'un patch composite.



*Figure I-12- Effet du patch*

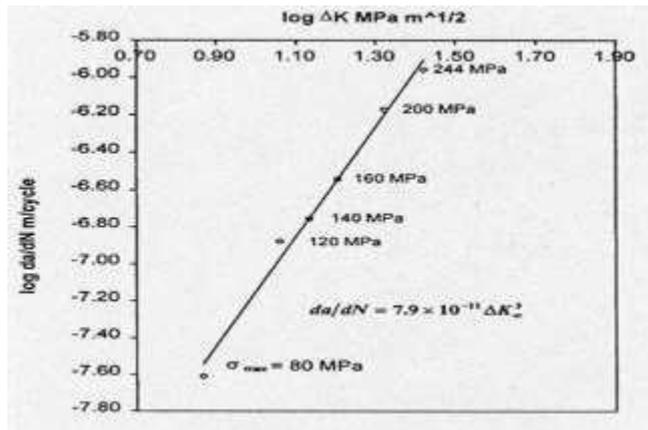
(a) Effet du patch sur la durée de vie d'une structure fissurée.[51]

(b) Effet du patch sur l'évolution de facteur  $K_I$  on pointe de fissure.



*Figure I-13- Géométrie de l'éprouvette et champ de contrainte autour de la fissure.[51]*

L'illustration I.14 illustre les résultats courants de cette étude expérimentale. Elle correspond au rapport de l'augmentation de la longueur de fissure da à l'augmentation du nombre de cycles dN en fonction du logarithme du facteur d'intensité K.



*Figure I-14- Résultats d'un essai de fatigue sur un éprouvette fissurée et renforcée par un patch composite.[50]*

La linéarité du phénomène est démontrée par ces résultats, ce qui permet de déterminer le coefficient de proportionnalité qui existe dans le cas d'une structure renforcée.

### **I-10- Effet De La Forme Du Patch**

Plusieurs recherches antérieures ont tenté de développer la forme idéale afin d'améliorer la rupture et les dommages causés par la fatigue [53]. Le problème de la réparation optimale de la forme d'un patch pour une plaque fissurée a été étudié par M. Ramji [53].

Dans cette recherche, nous avons réalisé une analyse par éléments finis en 3D afin d'obtenir une forme de patch composite idéale pour une structure avec une fissure centrale inclinée réparée par patch. Le cercle, le rectangle, le carré, l'ellipse et l'octogone sont les formes de patch étudiées. De la même manière, on compare la réduction FIC pour le même nombre de patches. Les résultats de cette analyse sont illustrés dans la figure 15.

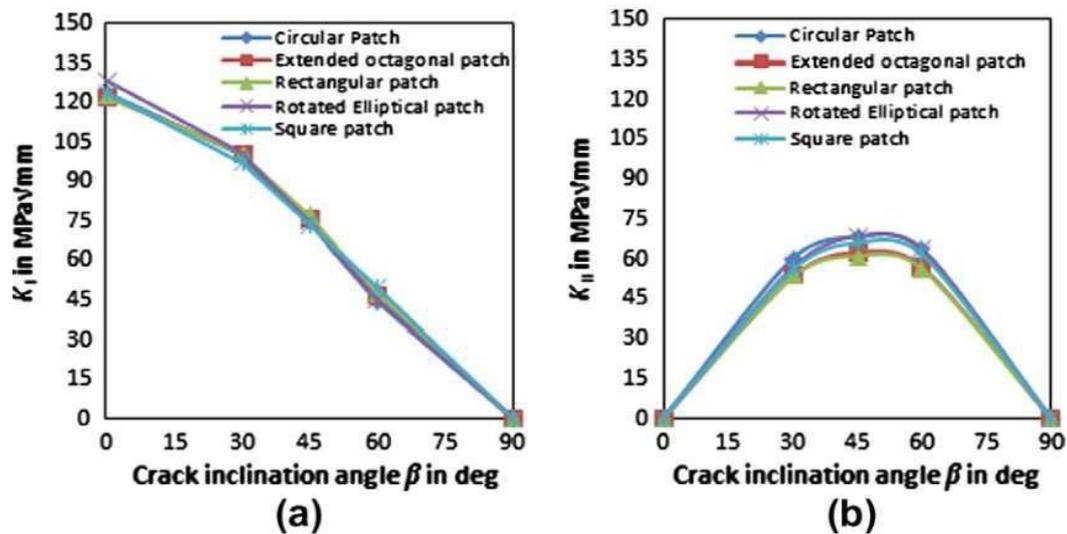


Figure I-15- Évolution de FIC en fonction de l'angle d'inclinaison  $\beta^\circ$  pour différentes formes de patch. [53]

Au cours de cette partie, nous examinons l'impact de la forme du patch sur la diminution de FIC pour diverses fissures inclinées, en utilisant une zone de patch fixe de 804 mm<sup>2</sup>, correspondant au cercle de rayon de 16 mm. La représentation graphique ci-dessus illustre la fluctuation de FIC (KI et KII) pour divers angles d'inclinaison de fissure. Selon la Figure 38.a, il est démontré que KI atteint son maximum à  $\beta^\circ = 0^\circ$  et son minimum à  $\beta^\circ = 90^\circ$ . Cela s'explique par le fait qu'il y a un déplacement maximal d'ouverture de fissuration à  $\beta^\circ = 0^\circ$ , tandis qu'en  $\beta^\circ = 90^\circ$ , le déplacement est nul.

On constate également qu'il y a une diminution significative de KI pour les formes carrées, rectangulaires et octogonales pour un patch à double face. On peut observer dans la Figure 38.b que KII atteint son maximum à  $\beta^\circ = 45^\circ$  et est nul pour les inclinaisons d'angles  $\beta^\circ = 0^\circ$  et  $90^\circ$ . D'après une étude globale, on observe une diminution plus significative du FIC avec les patches octogonaux étendus et rectangulaires. Il est indéniable que la configuration du patch a un impact sur l'évolution du FIC et son impact est influencé par les différentes orientations des fissures.

### I.11- Optimisation de la forme du Patch

Des études ont été réalisées sur la configuration du bord libre du patch afin de réduire au maximum la contrainte de cisaillement dans l'adhésif.

L'objectif de ces études est de mesurer l'impact de la configuration du bord libre du patch composite sur la diminution de ces niveaux de contrainte. Par exemple, Xiang et

Raizenne [54] ont démontré que l'utilisation d'un patch d'épaisseur réduite (épaisseur dégressive) peut diminuer la contrainte dans la colle, car sa singularité géométrique n'est pas aussi évidente (moins évidente) (fig. III.17). Par exemple, l'angle et la longueur de la réduction d'épaisseur du patch composite ont été optimisés. D'autres recherches ont été réalisées pour améliorer la forme du patch composite [55].

La figure III.18 illustre donc diverses formes de patches examinées. Selon cette étude, il a été démontré que la forme étoile entraîne une réparation plus efficace en ce qui concerne la diminution du facteur d'intensité de stress.

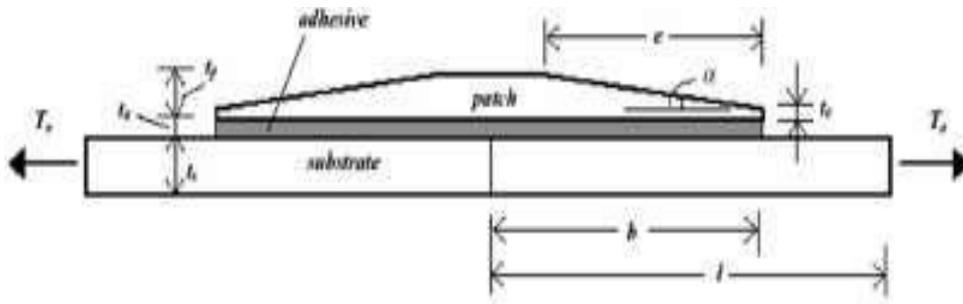


Figure I-16- Patch composite avec une épaisseur dégressive.[54]

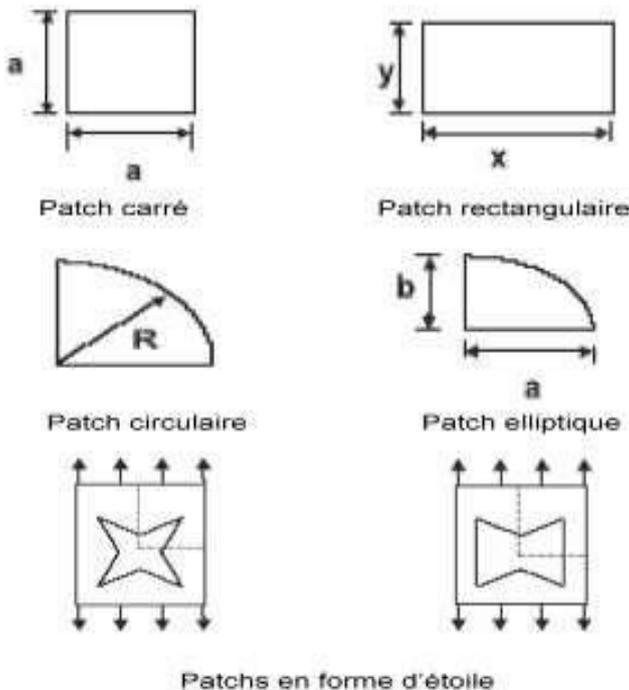


Figure I-17- Diverses formes de patches composites.[55]

### **I.12- Avantages d'un patch en composite**

Par rapport aux alliages métalliques, les avantages des matériaux composites pour la réparation comprennent [56] :

- Une grande rigidité facilite l'utilisation de patches de faible épaisseur (essentiel pour les réparations externes) et permet d'appliquer le renfort dans les directions souhaitées.
- Forte déformation à la rupture et résistance à des chargements cycliques, ce qui permet de diminuer le risque de décollement du patch ;
- Une excellente flexibilité (formabilité) facilite la fabrication de patches de formes complexes à un coût réduit ;
- La surface des patches à base de matériaux composites n'est pas traitée.
- Faibles densités ;

L'utilisation d'un patch unidirectionnel est idéale pour la plupart des réparations, car il offre l'efficacité de renfort la plus élevée dans la direction de chargement et réduit la rigidité inutile dans d'autres directions.

Toutefois, dans certaines situations où le chargement bi-axial est élevé et que la fissure peut changer d'orientation, il est nécessaire de fournir un renfort transversal , et/ou de fracture. Il est possible d'effectuer cela en utilisant un stratifié avec un nombre adéquat de plis de  $\pm 45^\circ$  et de  $90^\circ$ .

Le principal désavantage de l'utilisation de matériaux composites réside dans la disparité des coefficients de dilatation thermique entre eux et le métal .Les tensions dans le métal et les compressions dans le composite sont des contraintes résiduelles. Ces contraintes sont très préjudiciables lorsque les températures de traitement des adhésifs sont élevées et les températures de fonctionnement sont très basses, généralement compris entre  $-10^\circ\text{C}$  et  $-50^\circ\text{C}$ . De plus, l'accumulation de chaleur cyclique dans la région réparée crée des contraintes qui entraînent la propagation de la fissure, peu importe la contrainte externe.

Il est possible de considérer le renforcement et la réparation des structures métalliques en utilisant des patches à base de composite comme une méthode économique et adaptable. Il est préférable de mettre en place des renforts ou des patches, ce qui permet d'éviter le démontage coûteux des structures d'avions [56].

### I.13- Géométrie du patch composite

Deux catégories d'éprouvettes renforcées sont étudiées pour évaluer l'impact de leur géométrie sur leur comportement en cas de fatigue. Dans la situation initiale (problème B sur la Figure 1.4.3), le patch présente une forme rectangulaire (Rappel : l'problème A est l'problème non renforcé). Il se concentre sur d'éprouvettes, sa largeur étant légèrement inférieure à la largeur minimale de l'échantillon. Dans le deuxième cas (éprouvettes C sur la Figure 1.4.3), le composite est fixé sur l'échantillon en aluminium avant que l'échantillon ne soit utilisé aux niveaux de finition. Ainsi, l'objectif est de déterminer les conséquences éventuelles liées à la forme et/ou à l'usinage du patch composite [57].

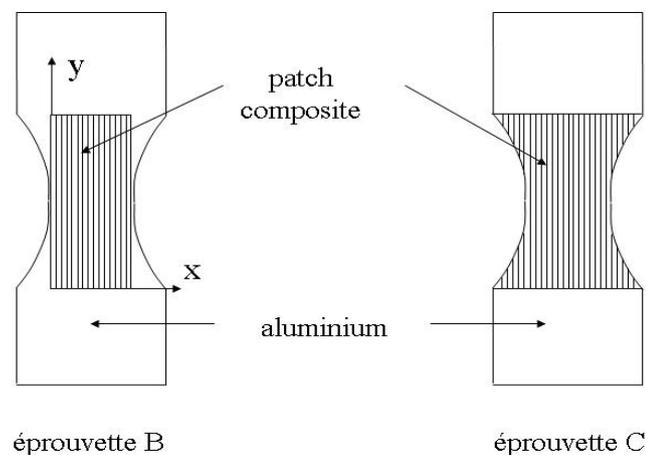


Figure I-18- Deux types d'éprouvettes renforcées par patchs composites[57].

### I.14- Conclusion

En conclusion, Le cours actuel sur les matériaux composites, principalement conçu pour les étudiants en Master Génie Mécanique, spécialité Construction Mécanique, est élaboré en respectant les directives de la direction. Actuellement, les matériaux composites constituent un défi majeur dans l'évolution de différents domaines. Ainsi, il y a constamment des nouvelles informations sur les composites, ce qui oblige chaque acteur dans le domaine "étudiant, chercheur ou porteur de projet" à mettre à jour ses connaissances. Les composites patch représentent une innovation cruciale dans divers domaines, offrant des solutions polyvalentes pour une multitude de défis. Tout au long de cette exploration, nous avons approfondi les principes complexes de conception, les processus de fabrication et les applications des composites de patch. De l'ingénierie aérospatiale aux implants médicaux, ces matériaux ont démontré des propriétés remarquables telles qu'un rapport résistance/poids élevé, une durabilité et une biocompatibilité.

Essentiellement, les patchs composites incarnent l'intersection de la science, de l'ingénierie et de la créativité, offrant des opportunités illimitées pour révolutionner les industries et améliorer la qualité de vie. Alors que nous nous engageons dans ce voyage de découverte et d'innovation, restons vigilants dans notre quête de l'excellence, en veillant à ce que les composites de patch continuent d'ouvrir la voie à un avenir meilleur et plus résilient.

# **Chapitre II**

## **Aluminium 2024**

## II.1 Introduction :

Pour cette étude, une étude sera réalisée sur un alliage d'aluminium 2024. Ce mélange, qui comprend principalement du Cu et du Mg, présente de bonnes caractéristiques mécaniques et bénéficie d'une solidité structurelle assez bonne grâce à une décomposition complexe impliquant à la fois des phases stables et métastables. Son emploi dans le secteur de l'aéronautique est de plus en plus répandu.

Cet alliage est apprécié par les constructeurs en raison de sa légèreté et de sa qualité mécanique.

La surface de haute qualité, une fois décapée ou anodisée, apporte un avantage supplémentaire. En réalisant une analyse détaillée des changements de phase et de leur comportement mécanique.

## II.2 Alliage d'Aluminium 2024-T3:

L'Aluminium est un élément chimique, de symbole Al et de numéro atomique 13.

Il s'agit d'un métal flexible, argenté, qui se distingue par sa résistance à l'oxydation et sa faible densité. En moyenne, il constitue 8 % de la masse des matériaux présents sur la surface solide de notre globe. La présence de l'aluminium sous forme combinée dans plus de 270 minéraux différents est principalement présente dans la bauxite, où il se trouve sous forme d'oxyde hydraté dont l'alumine est extraite.

L'aluminium métallique présente une grande capacité à s'oxyder, mais il est immédiatement protégé par une fine couche d'alumine  $Al_2O_3$  imperméable d'une épaisseur de quelques micromètres, qui élimine la corrosion de la masse métallique. Grâce à sa résistance à la corrosion et à sa légèreté remarquable, ce matériau est largement employé dans le domaine industriel. L'aluminium joue un rôle crucial dans l'industrie, qu'il soit pur ou allié, en particulier dans les domaines de l'aéronautique, des transports et de la construction.

## II.3- L'élaboration de l'Aluminium

La Bauxite est le seul minerai utilisé pour la fabrication de l'aluminium. Elle est composée de 45 à 60 % d'Alumine, 20 à 30 % d'oxyde ferrique  $Fe_2O_3$ , tandis que le reste est composé de Silice, d'oxyde de Titane et d'eau. Les réserves de Bauxite sont extrêmement

importantes et peuvent garantir une production de 200 ans au rythme actuel. En Australie, à la Jamaïque, en Guinée et au Brésil, les sites de production.

L'aluminium est fabriqué en extrayant l'alumine pure de la bauxite, puis en la transformant en aluminium pur. Le processus de production utilise le procédé Bayer, qui a été breveté en 1887 et est toujours en opération [58].

## II.4- Propriétés d'usage des alliages d'aluminium

### II.4.1- Propriétés physiques

- Numéro atomique :13.

Masse atomique : les valeurs actuellement acceptées sont :

- 26,9815(valeur basée sur 12C);
- 26,98974(valeur basée sur 16O).

Isotopes :

Le principal isotope,  $^{27}\text{Al}$ , est stable et comprend 14 neutrons et 13 protons ; à l'exception de l'isotope  $^{26}\text{Al}$  qui a une demi-durée de vie de l'ordre de 106 années, les autres isotopes, produits artificiellement, ont une demi-durée de vie très courte.

- Valence de l'aluminium dans les composés chimiques:3
- Structure cubique à faces centrées.
- Paramètre cristallin:  $4,049596 \times 10^{-10}$  m à 298K.
- Diamètre atomique :  $2,86 \times 10^{-10}$  m.
- Volume atomique:  $9,999 \times 10^{-30}$  m<sup>3</sup>[3].

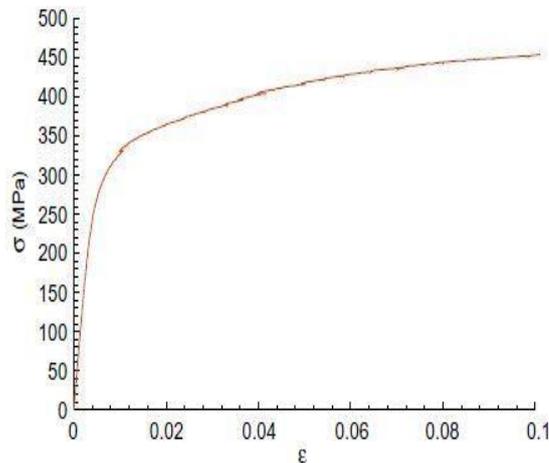
### Masse volumique :

Selon la teneur en élément d'addition, la masse spécifique de l'aluminium et des alliages d'aluminium-magnésium peut varier de 2,7 (Al pur) à 2.63. La légèreté présente un bénéfice pour la manipulation des ensembles de grande taille.

### II.4.2- Propriétés mécaniques :

En général, les caractéristiques mécaniques de l'aluminium sont établies en utilisant des tests mécaniques, principalement l'essai de traction. La courbe représentée dans **Figure II-1**) est obtenue grâce au test de traction effectué sur des plaques d'aluminium. Dans le logiciel

ABAQUS, il est nécessaire d'inclure, en plus du module d'Young et du coefficient de poisson, tous les points de la courbe dans la partie plastique (contrainte et déformations liées à cette zone plastique).



*Figure II-1- a) Courbe contrainte/déformation Plaque Aluminium 2024-T3 (courbe expérimentale) b) partie plastique de la courbe d'aluminium [59]*

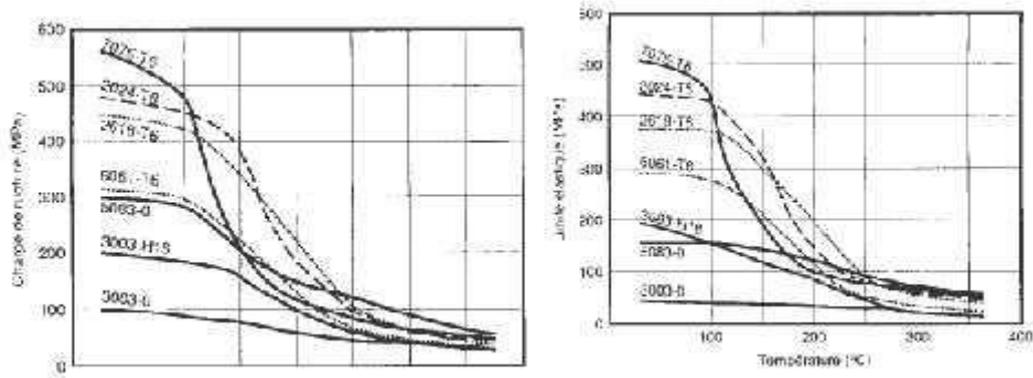
D'après la courbe de traction, on peut déterminer quelques propriétés mécaniques qui seront d'une grande utilité pour l'analyse numérique et qui sont regroupés dans le tableau suivant :

*Tableau II-1- Propriétés mécaniques de l'alliage d'Aluminium 2024-T3 [59].*

Module de Young (E)	68000 MPa
Contrainte à la rupture $R_m$	452 MPa
Limited'élasticité $R_{0.2}$	230 MPa
Coefficient de poisson ( $\nu$ )	0.3
Module de cisaillement (G)	26000 MPa
Allongement (A%)	2.4

#### **II.4.3 Propriétés à chaud :**

Les alliages d'aluminium présentent une diminution des propriétés mécaniques à chaud lorsque la température augmente. Les paramètres les plus importants sont la nature de l'alliage, la durée de conservation à chaud et la température de conservation.



*Figure II-2- illustre l'impact de la chaleur sur les caractéristiques des alliages d'aluminium*

D'après la figure (II-2) mentionnée précédemment, il est observé que les alliages de la série 7000 ne maintiennent leurs propriétés élevées que jusqu'à une température de 100-110°C, au-delà de cette limite, la chute est extrêmement rapide.

Les alliages de la série 2000 ont la meilleure résistance à la chaleur dans les températures allant de 100 à 250°C.

Les caractéristiques des alliages de la série 5000 à l'état recuit sont plutôt stables.

#### **II.4.4 Propriétés chimiques :**

Les alliages d'aluminium sont résistants à la corrosion grâce à la couche d'oxyde qui se forme en surface. Par anodisation, cette couche protectrice d'oxyde est renforcée. Il est donc possible d'utiliser les alliages d'aluminium comme revêtements extérieurs de bâtiments sans avoir besoin de protection supplémentaire.

#### **II.4.5- Propriétés optiques :**

L'aluminium poli possède un excellent pouvoir réflecteur qui fluctue en fonction de la longueur d'onde. Dans le domaine visible, il s'élève entre 85 % et 90 %, seul l'argent peut apporter une meilleure situation. On peut améliorer cette caractéristique en utilisant des techniques de surface telles que le polissage et le brillantage, ainsi qu'en choisissant un titre plus élevé.

L'aluminium recouvert de sa couche naturelle d'oxyde a un pouvoir émissif très faible, représentant environ 5 % du corps noir à l'état poli. On utilise cette propriété pour l'isolation.

#### **II.4.6. Propriétés électriques :**

L'aluminium est un excellent conducteur d'électricité car il se situe juste après le cuivre dans les métaux courants. La résistivité est influencée de manière plus ou moins significative par les impuretés et les éléments d'addition. Ces propriétés sont modifiées par la manière dont ces éléments sont intégrés dans la matrice d'aluminium. En augmentant la température, la résistivité augmente. Aux alentours du zéro absolu, l'aluminium devient supraconducteur (sa résistivité devient presque nulle).

### **II.5- Obtention de l'aluminium [60]**

#### **II.5.1- La Bauxite :**

L'aluminium est le troisième métal le plus abondant sur la planète, après l'oxygène et le silicium. Les bauxites, qui sont des roches contenant une grande quantité d'aluminium (45 à 60%), sont actuellement la principale source de ce métal.

#### **II.5.2- L'alumine:**

Le procédé Bayer permet d'extraire l'alumine de la bauxite en la broyant et en la soulevant à chaud. Une liqueur est produite après avoir séparé les oxydes de fer et de silicium et est envoyée dans des décomposeurs pour précipiter l'alumine.

#### **II.5.3- L'aluminium:**

On obtient de l'aluminium en électrolysant l'alumine dans une cuve avec un garnissage en carbone (cathode). La déposition de l'aluminium formé par électrolyse au fond de la cuve.

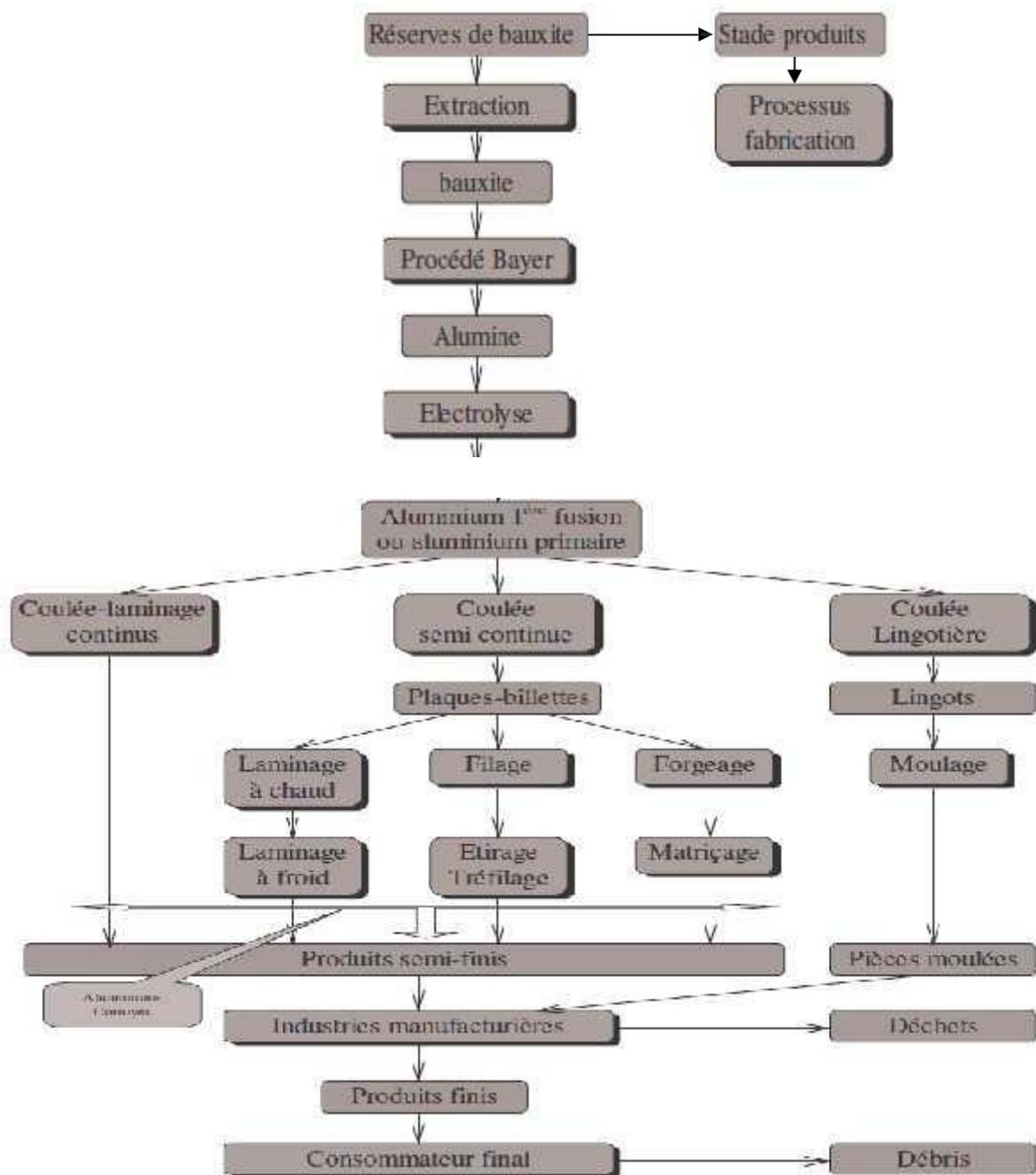


Figure II-3- Principaux étapes de fabrication de l'aluminium

## II.6- Microstructure et propriétés mécaniques de l'alliage 2024

Le **Tableau (II.2)** présente quelques propriétés mécaniques des alliages 2017 et 2024.

L'alliage 2024 possède de meilleures caractéristiques mécaniques que le 2017 voir (Tableau II-3). Il est intéressant de noter qu'il est le premier alliage du groupe des 2x24, avec x=1-5 représentant des teneurs en impuretés Fe et Si décroissantes.

*Tableau II-2- Propriétés mécaniques de l'alliage 2017 et 2024 non recristallisés*

e. L'alliage.	Caractéristique Résistance à la rupture Rp(MPa).	Résistance mécanique. Rm(MPa).	L'allongement A(%)
2017-T4	360	530	16
2024-T4	410	570	15

La composition nominale de l'alliage 2024 est présentée dans le Tableau I.4 :

*Tableau II-3- Composition chimique nominale de l'alliage 2024*

Elément	Al	Cu	Mg	Mn	Fe	Si
%en mass	Base	3.8-4.9	1.2-1.8	0.3-0.9	<_0.5	<_0.5

## II.7- Désignation de l'aluminium et de ses alliages [61] :

### II.7.1- Désignation Américaine: (code ALCOA)

*Tableau II-4- Désignation Américaine*

2024		
2	0	24
Indique le groupe de l'alliage défini par le ou les constituants principaux:  Aluminium non allié  Cuivre  Manganèse  Silicium  Magnésium  Magnésium + silicium  Zinc	Indique une modification éventuelle de composition chimique par rapport à l'alliage d'origine: Exemple:  A-U4G 0    A-U2G 1  A-U2GN 6	Correspond à la désignation commerciale de l'alliage (désignation ALCOA)

**II.7-2 .Désignation Française:**

- Aluminium pur, exemple: A5 (Ancienne symbolisation NF A02-004)

A = métal de base (aluminium). 5 = indice de pureté, aluminium à 99,5% de pureté Ou encore :

A2 Aluminium à base titre.

A7 Aluminium à 99.7% de pureté.

A8 Aluminium à 99.8% de pureté.

A9 Aluminium a 99.9% de pureté.

A99 Aluminium a 99.99% de pureté.

- Alliage, exemple: A-U4G1:

*Tableau II-5- Désignation Française*

A	U4	G1
Métal de base. (aluminium).	Elément additif principal suivi du pourcentage réel.  (4% de cuivre).	Eléments additifs secondaires, suivi du pour centageréal. (1% de magnésium).

### II.7-3- Désignation des méthodes d'obtention et états de livraison

*Tableau II-6- Désignation des méthodes d'obtention et états de livraison*

Symbolisation des états de base	
<p><b>F:</b> Etat telque fabriqué.</p> <p><b>0:</b> Etat recuitoure cristallisé.</p> <p><b>H:</b> Etatécroui par une opération de travail à froid.</p> <p><b>H1:</b> Ecrouissage seul par travail à froid.</p> <p><b>H2:</b> Ecrouissage suivi d'un recuit d'instauration.</p> <p><b>H3:</b> Ecrouissagesuivid'unestabilisation.</p> <p>2<sup>eme</sup> chiffre nuance de dureté:</p> <p><b>2</b> nuance 1/4 durd'où H12- H22- H32</p> <p><b>4</b> nuance 1/2 dur H14- H24- H34</p> <p><b>6</b> nuance % dur H16- H26- H36</p> <p><b>8</b> nuance 4/4 dur H18- H28</p> <p><b>9</b> nuance ressort H19</p>	<p><b>T:</b>Traité par traitement thermique.</p> <p>- <b>T3:</b> Mise en solution (trempe), travail à froid, vieillissement naturel.</p> <p>- <b>T4:</b> Mise en solution (trempe), vieillissement naturel.</p> <p>- <b>T5:</b> Revenuseul.</p> <p>- <b>T6:</b> Mise en solution (trempe) + revenu.</p> <p>- <b>T8:</b> Mise en solution (trempe), écrouissageet revenu.</p> <p>- <b>T10:</b> Revenu + écrouissage.</p>

## **II.8- L'alliage d'aluminium 2024[62]:**

Le composant 2024 est composé d'aluminium, de cuivre et de magnésium. Il est possible de constater la présence d'impuretés comme le fer. Il est l'un des alliages de la série 2000 contenant une forte quantité de cuivre, environ 4 % en masse, utilisés pour leurs propriétés mécaniques remarquables. Le 2017 ou « Duralumin » a été substitué pour les applications aéronautiques, où il a été l'un des premiers matériaux de construction.

## **II.9- Micro structure et propriétés mécaniques de l'alliage 2024:**

LE Tableau (II.2) présente quelques propriétés mécaniques des alliages 2017 et 2024.

L'alliage d'aluminium 2024 possède de meilleures caractéristiques mécaniques que le 2017 voir (Tableau II-3). Il est intéressant de noter qu'il est le premier alliage du groupe des 2x24, avec  $x=1-5$  représentant des teneurs en impuretés Fe et Si décroissantes

## **II-10- Module d'élasticité:**

L'aluminium pur présente un module d'élasticité de 66,6 GPa, qui augmente en présence d'impuretés et d'addition. Sur le plan commercial, il est accepté pour une valeur de 69GPa.

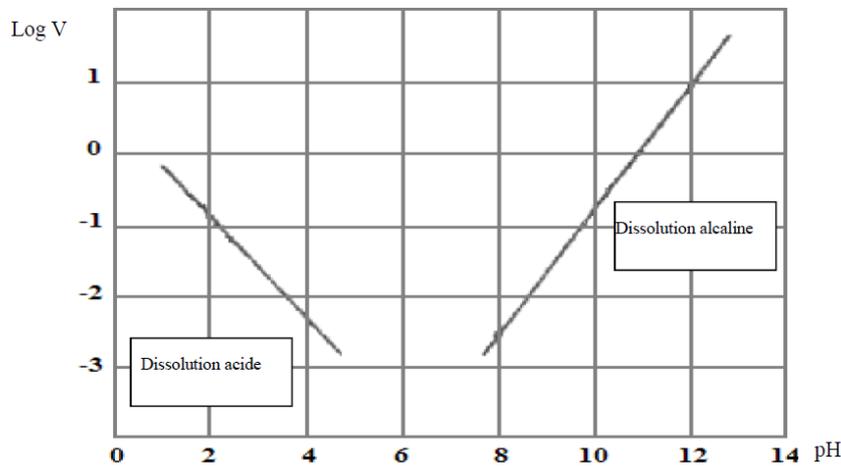
En ce qui concerne les alliages, ce module varie de 69 à 72 GPa. Lorsque la teneur en silicium augmente de 2 à 18%, elle augmente considérablement : de 70 à 82 GPa. Le coefficient de torsion de l'aluminium pur est de 25 GPa et de 26 GPa pour l'aluminium.

## **II-11- Tenue à la corrosion**

Dans la majorité des milieux aqueux à 25 °C, le potentiel de l'aluminium est d'environ -0,5 V par rapport à l'électrode d'hydrogène, tandis que le potentiel standard est de -1,66 V. La distinction significative entre les deux potentiels est causée par la formation spontanée d'un film d'oxyde  $Al_2O_3$  sur la surface du métal lorsque l'aluminium entre en contact avec un oxydant : l'oxygène de l'air et de l'eau est présent. Le métal est passif en raison de la présence de ce film continu d'alumine qui le sépare du milieu extérieur. Ce film d'oxyde forme un écran, une barrière entre le métal et le milieu, c'est lui qui contrôle les échanges entre le métal et le milieu dans lequel est placé [61].

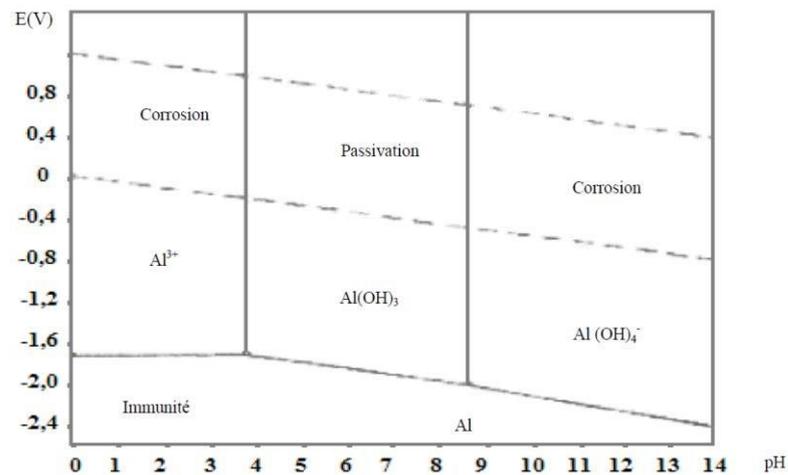
Le film d'alumine sur l'aluminium se produit lorsque les ions  $Al^{3+}$  du métal migrent vers sa surface afin de réagir avec l'oxygène de l'air ou de l'environnement.

Dans les environnements aquatiques, l'aluminium n'est passif que lorsqu'il est recouvert de son film d'oxyde naturel, dont la stabilité est conditionnée par le pH.



*Figure II-4- Vitesse de dissolution de l'aluminium en milieux aqueux en fonction du pH d'après Shatalov [61].*

Le digramme de Pour Baix illustré par la figure II.4, rend compte du comportement de l'aluminium vis-à-vis de la corrosion. Il prévoit les domaines de stabilité des différentes formes du métal et les sens des transformations probables[61].



*Figure II-5- Diagramme de Pour baix Potentiel-pH de l'aluminium à T25°C[61].*

## II-12- Légèreté :

L'aluminium est le métal le plus léger de tous les métaux courants, avec une masse volumique de  $2700 \text{ kg/m}^3$ , bien inférieure à celle des aciers. Les alliages d'aluminium ont une

masse volumique variant de 2600 à 2800 Kg/m<sup>3</sup>. Grâce à cette caractéristique, il devient un matériau privilégié pour de nombreuses applications telles que l'aéronautique, le transport et la construction [62].

### **II-13- Soudage des alliages d'aluminium**

Le problème de transformation de phase n'est pas associé à la soudabilité des alliages d'aluminium, comme c'est le cas pour les aciers au carbone. La combinaison de cette dernière avec l'hydrogène dissout et l'interaction avec les contraintes mécaniques peut entraîner une fragilité de la soudure. La série 2000 d'alliages d'aluminium présente une sensibilité à l'énergie de soudage. [63].

Il est essentiel de la réduire considérablement afin de réduire au minimum la refusions de la phase inter granulaire (phénomène de combustion).

### **II-4- Conclusion**

L'aluminium à l'état pur n'est presque utilisé que dans les domaines de l'électricité. Cependant, il est fréquemment combiné avec d'autres métaux afin de créer une variété d'alliages avec des caractéristiques différentes, qui s'adaptent parfaitement à tous les procédés de structure et répondent à des exigences variées en termes de propriétés physiques, chimiques et mécaniques.

# **Chapitre III**

## **Résultats et discussion**

### III-1- Le système du modèle de renforcement et propriété de matériaux

Le système du modèle de renforcement est d'une plaque en aluminium en qualité de AL2024-T3 avec son comportement en élastique-plastique [10], cette plaque est avec ces dimensions de 150mm et 50 mm de longueur et de la largeur respectivement et d'une épaisseur de 2mm, ces choix dimensionnels de la plaque et du composite et de l'entaille ont pure bute de provoquer l'endommagement simultanément de l'adhésive en décollement et de la plaque en fissuration, un entail de forme circulaire d'une dimension adéquate de  $r=10\text{mm}$  est choisie au niveau centrale de la plaque, l'effet dimensionnelle et géométrique de cette entaille est fixer et ne présente pas notre objectif dans ce travail, c'est juste pour provoquer l'endommagement de la structure assemblée et de localisé l'amorçage de la fissure et leurs chemin de propagation, le chargement uni axile est appliquer au niveau de la plaque d'une coté sur sa section transversale sous forme de déplacement imposé de 2mm, est fixer dans ces trois direction  $U_x=U_y=U_z=0$  de l'autre côté dans sa section transversale.

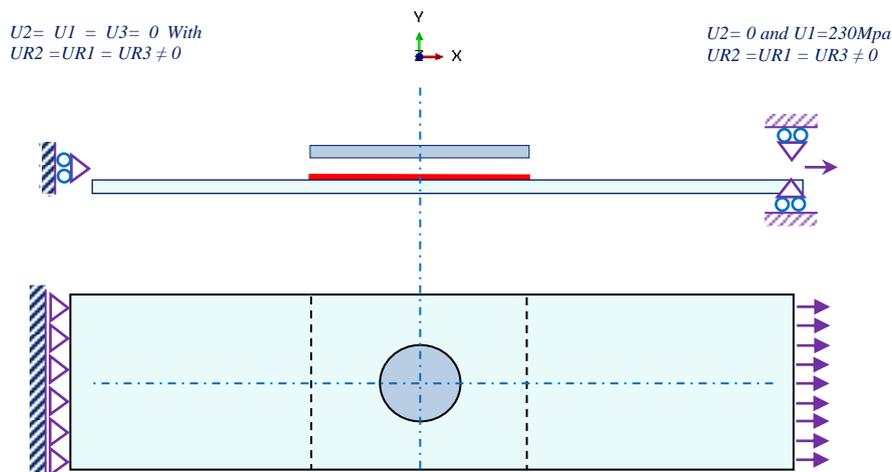
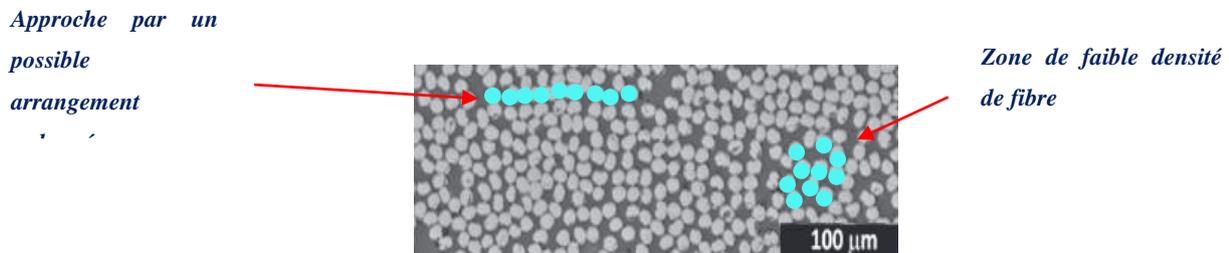


Figure III-1- Modèle géométrique du système lié

Le patche en composite proposé dans cette analyse prends aussi avec l'adhésive un effet sur l'évaluation de la réponse de la structure au chargement jusqu'à leur endommagement, des concepts du composite qui son graduée suivant l'épaisseur sont sous la graduation par fonction de FGM comparais avec celle en graduation linéaire, la fraction volumique des deux différents cas sont injecter dans les lois de mélange de fibre-matrice. Suivant les concepts : composite avec densité de fibre importante au milieu nommée C-1, et avec densité décalée du milieu nommé C-2 et C-3, cette idée de graduée des fibres dans la matrice et faite à l'aide d'un rapprochement numérique par image et à l'échelle de fibre, un

possible arrangement ordonné des fibres et avec un possible éloignement entre les fibres est présenté dans la figure.2, Le mélange gradué en Fibre-Matrice dans chaque couche du patch est numériquement formulé par une rangée d'éléments finis d'une épaisseur qui dépasse le 0.2mm.



*Figure III-2- Exemple d'approche possible par image d'un arrangement des fibres en Aramide [64].*

Plusieurs qualités d'un joint d'adhésive ont été analysées, telle que celle nommée Acrylic Araldite 420, cohésive AV138 et la cohésive 7752, le joint d'adhésive dans cette analyse est en comportement purement élastique jusqu'à leur endommagement, cette adhésive est formulée numériquement par le modèle CZM (cohésive zone modeling) présenté par une interface géométriquement nulle avec son épaisseur de 0.2mm introduite dans la rigidité de l'interface, cette interface qui présente l'adhésive sous l'élément de CZM est en surface de recouvrement du patch soit 50mmx50mm, le choix de ces dimensions du système renforcé avec celui de la qualité du composite est dans le but de comparer avec les résultats numériques obtenus dans le travail précédent [10], la plaque en composite à fibre unidirectionnelle définie par un système de coordonnées locale (x,y,z) orienté suivant le long de l'axe longitudinal du système renforcé, le décollement du patch en composite est donné par l'endommagement de l'adhésif, sous les divers paramètres analysés, le joint adhésif est en mode mixte de cisaillement et de décollement normal de l'adhésif, les propriétés de rigidité Fibre et Matrice sont présentées dans le tableau (III-1).

Les deux sections transversales dans les extrémités de la plaque sont avec des rotations non nulles pour qu'on puisse assurer à la plaque d'aluminium un éventuel mouvement relatif de flexion causé par la présence de renforcement de patch en composite, La sollicitation de la plaque en traction uniaxiale de 2mm à une vitesse de 0.00001Mpa/incréments de temps de calcul, c'est jugé trop lent pour qu'on puisse le considérer en quasi-statique, est d'avoir le scénario de décollement du patch composite sous les différents cas analysés,

dans le patch en composite trois différents concept de graduation est proposé ; l'une est d'une densité importante à 46% de fibre aux milieux de l'épaisseur du patch, et les deux autres avec même densité de fibre sont décalée à 0.4 mm de milieux de l'épaisseur du patch, la graduation du patch est entre le Fibre et la matrice déterminer par la lois de mélange par fraction volumique dans l'une est linéaire et d'autre pour comparaison en concept de FGM, le patch joue le rôle d'absorber les charge au niveau de l'entaille du plaque jusqu'à la capacité de l'adhésive à résister, une importante simplification est present de ce modèle numérique, c'est que l'endommagement entre fibre-matrice ou inter-plices n'est pas formuler dans cette analyse, les propriété de fibre-matrice du composite utiliser dans notre travaille sont en Carbone-époxyde, ces propriété sont lister dans le tableau (III-1).

*Tableau III-1- Propriétés mécaniques du Carbone-Epoxy [65]*

<i>Carbone fibre caractéristique</i>	<i>Résine Epoxy caractéristique</i>
$E_{ft} = 230000 \text{ Mpa}$	$E_m = 5500 \text{ Mpa}$
$E_{ft} = E_{ft}' = 20000 \text{ Mpa}$	$\nu_m = 0.4$
$G_{ft} = 88461.54 \text{ Mpa}$	$G_m = 1664.29 \text{ Mpa}$
$G_{ft} = 7692.31 \text{ Mpa}$	
$\nu_f = 0.3$	

L'utilisation des coefficients de stabilité dans l'analyse de l'endommagement sont importante, introduite dans l'élément finis et dans le critère de l'endommagement à une valeur de 0.00001, avec un nombre d'incrément suffisamment important, de même et pour mieux renforcer la convergence de calcule numérique, la stabilité par dissipation d'énergie qui permet de dissiper équitablement l'énergie du modèle est importante dans ce modèle.

L'homogénéisation par fraction volumique détermine le mélange de comportement élastique du patch en composite fibre-matrice, les contraintes et déformation globale du patch sont liées aux efforts constitutifs  $\sigma_f, \sigma_m$  par :

$$\sigma = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad \text{Et} \quad \varepsilon = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m V_m \quad (\text{III-1})$$

L'homogénéisation de la graduation par fraction volumique entre fibre et matrice est introduite géométriquement dans le patch suivant les trois concepts proposés par rangé d'éléments finis, La fraction volumique de fibre variable suivant l'épaisseur par deux fonctions proposées (linéaire et FGM) est injecter dans les équations en loi de mélange de fibre-matrice d'un composite unidirectionnelle [65] afin de déterminer les propriétés de

rigidité telle que  $E_L$   $E_T$   $G_{LT}$   $G_{TT'}$   $\nu_{LT}$   $\nu_{TT'}$ , ces propriétés de rigidité du patch en composite sont variable par fraction volumique suivant l'emplacement des rangé d'éléments finis suivant l'épaisseur, Ce concept est illustré dans les équation suivante :

$$E_L = V_f E_f + (1 - V_f) E_m \quad (\text{III-2})$$

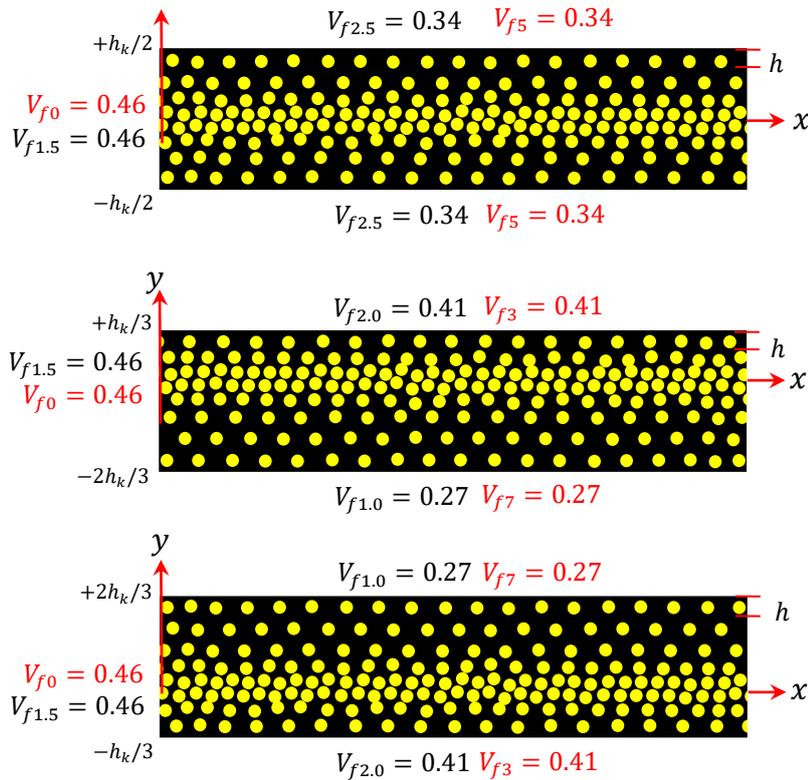
$$\nu_{LT} = V_f \nu_f + (1 - V_f) \nu_m \quad (\text{III-3})$$

$$E_T = \frac{E_{ft} E_m}{E_{ft}(1 - V_f) + E_m V_f} \quad (\text{III-4})$$

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{V_f}{G_{fl}} + \frac{1 - V_f}{G_m} \quad (\text{III-5})$$

$$G_{TT'} = \frac{E_T}{2(1 + \nu_{TT'})} \quad (\text{III-6})$$

$$\frac{E_L}{\nu_{LT}} = \frac{E_T}{\nu_{TL}} \quad (\text{III-7})$$



**Figure III-3- Graduation du patch suivant l'épaisseur du a) C-1 fibre à 46% aux milieux b) C-2 fibre à 46% proche de l'extrémité à 0.6 mm c) C-3 fibre à 46% proche de l'extrémité à 0.6 mm côté opposé**

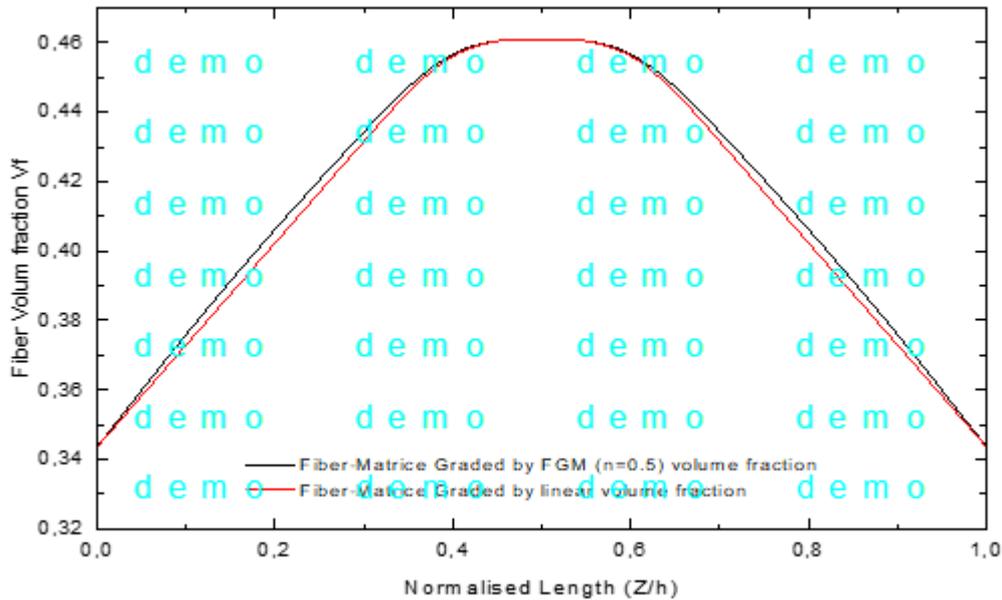
La variation de la fraction volumique par la fonction linéaire est entre limites de  $V_{f0}$  et  $V_{f5}$  de gradation :

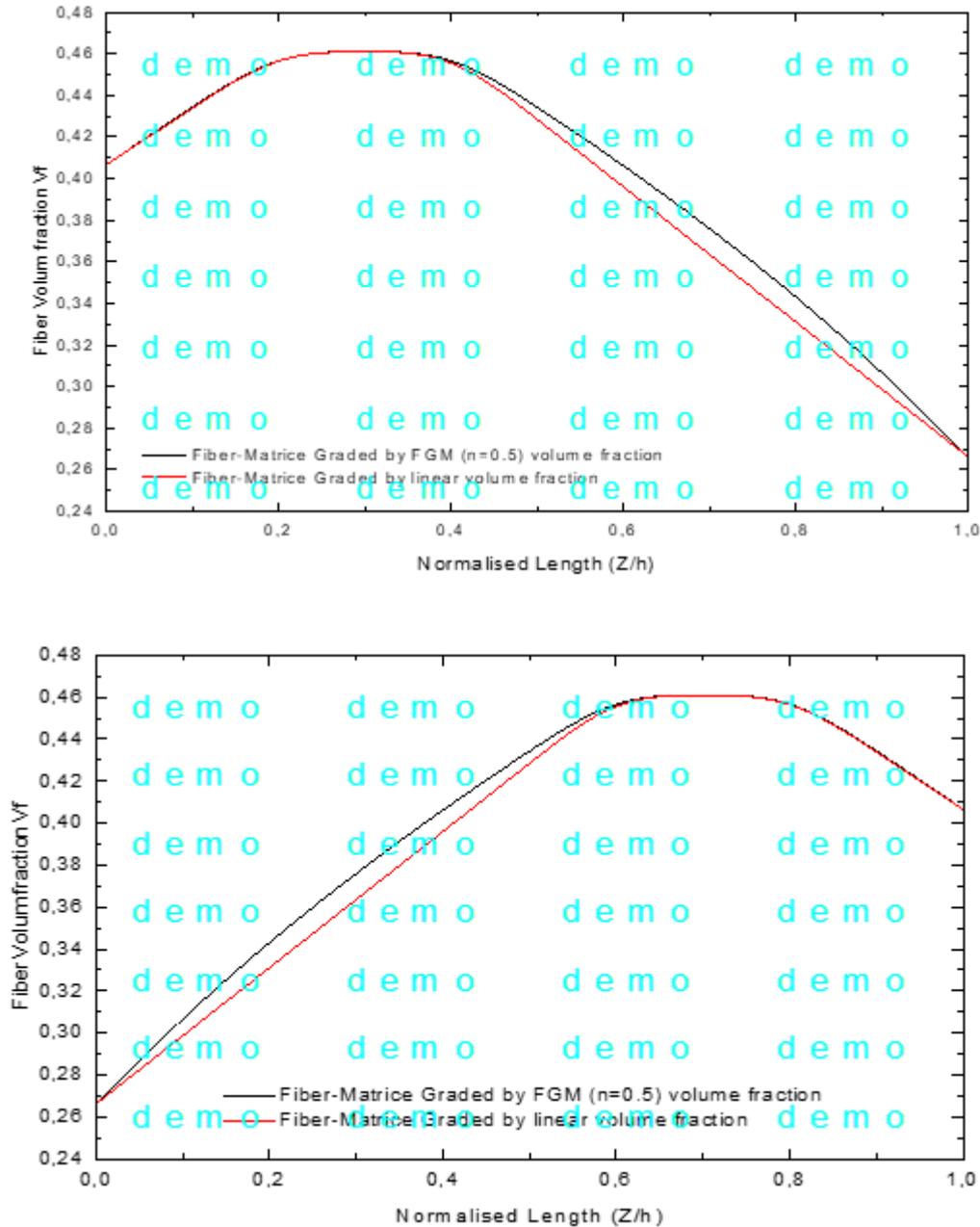
$$V_{fi} = V_{f0} - (V_{f0} - V_{f5}) \left| \frac{2h_i}{k} \right| \quad \begin{cases} \text{pour C - 1 : } & -5 \leq h_i \leq 5 \\ \text{pour C - 2 : } & -7 \leq h_i \leq 3 \\ \text{pour C - 3 : } & -3 \leq h_i \leq 7 \end{cases} \quad (\text{III-8})$$

La variation de la fraction volumique par fonction de FGM pour (n=0.5) :

$$V_{fi} = \left( \frac{h_i - h}{16} \right)^n \quad \begin{cases} \text{pour C - 1 : } & 1.5 \leq h_i \leq 2.5 \\ \text{pour C - 2 : } & 1.0 \leq h_i \leq 2.5 \\ \text{pour C - 3 : } & 1.0 \leq h_i \leq 2.5 \end{cases} \quad (\text{III-9})$$

$V_{fi}$ : Est la fraction volumique de chaque couche du patch en composite.  $h$  : épaisseur de la couche = 0.2mm,  $h_k$  : l'épaisseur du patch,  $h_i$  : est un indice qui se varie symétriquement suivant l'épaisseur avec un pas de 1 pour la fonction linéaire et un pas de 0.25 pour la fonction de puissance,  $k$  : est le nombre des couches.





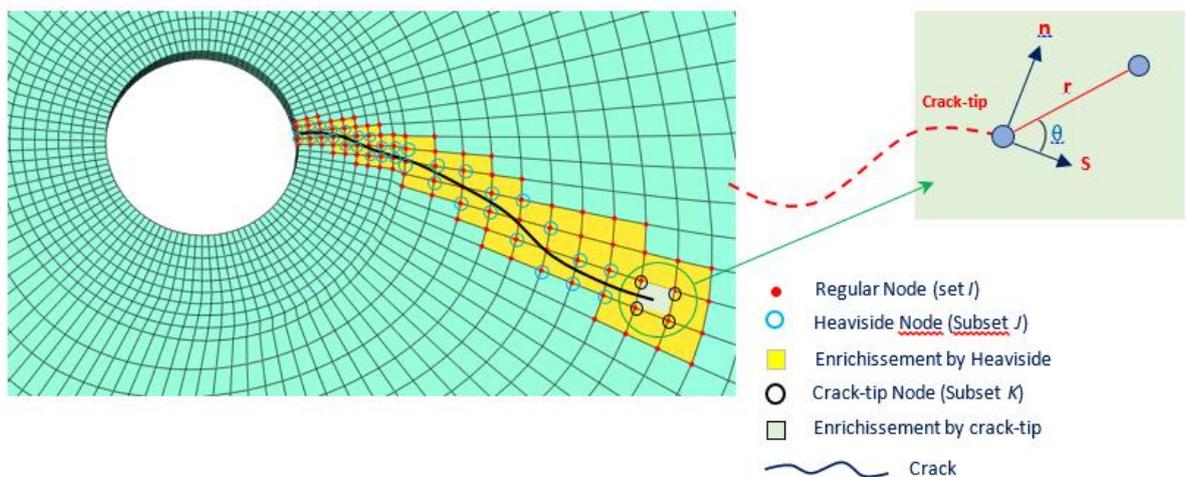
**Figure III-4- Symétrique Graduation du fibre dans la matrice selon l'épaisseur a) volume Carbon fibre 46% au milieu, b) volume Carbon fibre 46% décalé du milieu à 0.4mm et c) volume Carbon fibre 46% décalé du milieu à 0.4mm coté opposé**

la figure III-4, présente la variation de la fraction volumique du fibre suivant l'épaisseur du patch en composite, cette variation est suivant les trois différents concepts en deux fraction volumique de fibres dans la matrice celle en FGM et en linéaire, dans ces concepts de graduation les fibres en carbone ont plus de densité à une fraction de 46% conformément au modèle comparé de belayli et al [10], le patch en composite est divisé suivant sa dimension en 10 couches d'éléments finis pour une épaisseur de 2mm soit 0.2mm

par couche. La différence présentée dans ces courbes de variation de fraction volumique dans la graduation suivant l'épaisseur va présenter un effet sur le comportement du patch en composite dans la réponse globale du système renforcé.

### III-2- Technique XFEM et paramètres d'entrée

Dans le système renforcé par patch, la technique de XFEM (méthode des éléments finis étendus) est utilisée seulement pour l'endommagement de la plaque en aluminium, cette technique est présentée dans le maillage par amorçage et propagation de fissure [66-68], vu que le comportement isotropique de la plaque d'aluminium et vu le mode de chargement uni axiale, en lois de traction séparation, le critère de MAXPS est utilisé dans cette technique de XFEM dans ce travail, Stratégiquement l'entaille qui se trouve au centre de la plaque et au centre de recouvrement de patch en composite va être amorcée par une fissure une fois que le niveau de la contrainte accumulée atteint la contrainte ultime du matériau d'aluminium de plaque, ce scénario va à la fois provoquer le décollement (endommagement de l'adhésive) du patch, cette contrainte ultime déterminée par la courbe contrainte-déformation est introduite dans le critère MAXPS comme paramètre d'initiation à l'endommagement, Après l'amorçage, la structure reçoit encore plus des charges qui vont conduire à l'ouverture de fissure critique, cette ouverture critique est prise comme deuxième paramètre qui exprime l'évolution de l'endommagement dite déplacement at failur, la propagation de fissure c'est le même scénario qui se répète sous la croissance du chargement appliqué.



*Figure III-5 Détail des éléments et des nœuds dans l'approche XFEM [69-71].*

L'endommagement dans la plaque en aluminium par la technique de XFEM est assuré par un enrichissement de maillage par une fonction d'enrichissement présentée dans l'équation

10, cet enrichissement de maillage qui se passe individuellement à chaque nœud donne plus de degré de liberté aux nœuds des éléments actifs celle au niveau de l'entaille qui vont intersecté à la propagation de fissure.

$$U_{XFEM}(X) = \sum_{i \in I} Ni(X)ui + \sum_{i \in J} Ni(X)H(X)ai + \sum_{i \in K} Ni(X) \left( \sum_{j=1}^4 Fa(X)bij \right) \quad (III - 10)$$

Le sous-ensemble (*I*) est loin de fissure, les deux autres sous-ensembles (*J*) et (*k*) assure dans le champ de déplacement l'enrichissement autour de la fissure, les éléments qui coupe la fissure sont présenté par  $H(X)$  et les éléments du front de fissure est présenté par  $Fj(X)$  dans ces coordonnées polaire  $(\theta, r)$  dans  $\theta = 0^\circ$  et  $\theta = 90^\circ$  respectivement la tangente et la normale à la fissure en propagation, les  $(ai, bij)$  sont les DOF correspondants.

$$H(x) = \begin{cases} -1, & \text{if } x > 0 \\ 1, & \text{if } x < 0 \end{cases} \quad (III - 11)$$

$$Fa(X) = [\sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \cos \frac{\theta}{2}] \quad (III-12)$$

L'enrichissement à l'aide de ces deux fonctions  $H(X)$  et  $Fj(X)$  est dans le comportement élastique-plastique de la plaque en aluminium, ces fonctions suivant ce comportement jouent le rôle d'augmenté la précision aux éléments autour et au front de la fissure une fois qu'elle soit apparente dans la plaque, les résultats par l'utilisation de la technique de XFEM est donnée par deux fonctions  $\Phi$  et  $\Psi$  (PHILSM-PSILSM), ou  $\Phi$  exprime les valeurs nodale de la distance entre les nœuds de la surface de fissure, positive d'un côté de la surface de fissure et négative de l'autre côté, pour la deuxième fonction  $\psi$ , elle exprime the values of the distance from the nodes from an almost-orthogonal surface passing through the crack front, les paramètres et l'activation de la technique de XFEM introduite dans la structure maillée dans le code de calcul ABAQUS est présenté comme suite [72] :

\*Enrichment, name=Crack-1, type=PROPAGATION CRACK, activate= ON

\*Damage Initiation, criterion=MAXPS

\*Damage Evolution, type=DISPLACEMENT

\*Damage Stabilisation 1e-5

Les paramètres de l'endommagement de la plaque en aluminium est déterminés directement à partir de la courbe expérimentaux [10], cette courbe est obtenu par un teste fait sur des éprouvettes sollicités sous le chargement uni axiale jusqu'à l'endommagement totale

de l'éprouvette, d'après la courbe et le critère de MAXPS le premier paramètre de l'endommagement celle de la contraintes ultime pour l'initiation à la fissure est donnée à 452MPa,

The initiation criterion in the tensile separation law is presented as following [73], MAXPS, maximum principal stresses:

$$\left\{ \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{max}^0} \right\} = 1 \tag{III-13}$$

Où  $\langle \ \rangle$  ce sont les crochets de Macaulay, soulignant qu'un état de contrainte purement compressif n'initie pas de dommages [74].

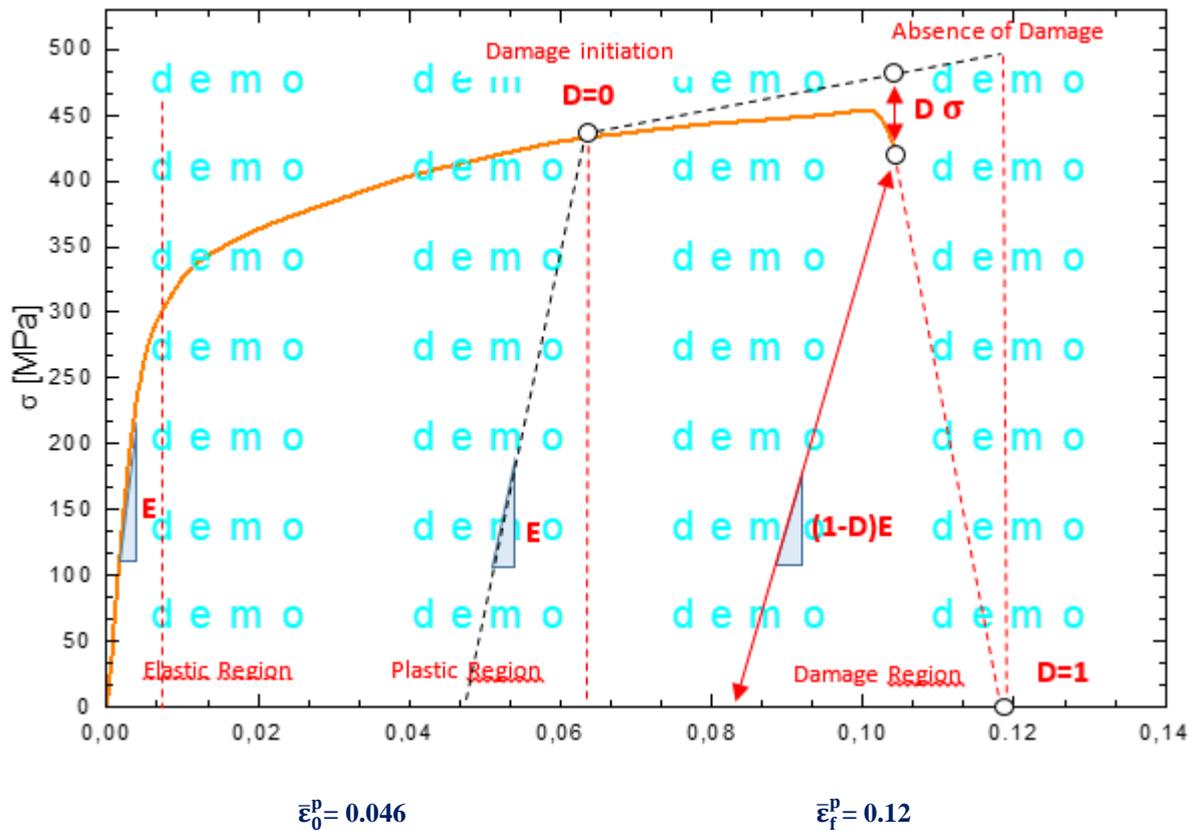


Figure III-6- Courbe contrainte-déformation du matériau aluminium AL2024T3 10].

Après l'amorçage de fissure leur ouverture critique est donnée par le paramètre ; déplacement at failure, ce paramètre simule l'évolution à l'endommagement progressivement dans la plaque à chaque amorçage de fissure, c'est donné par Hillerborg's [74] determined the solution by équation (14) which defines the energy Gf needed per unit area to open the crack.

$$Gf = \int_{\bar{\epsilon}_0^p}^{\bar{\epsilon}_f^p} L\sigma d\bar{\epsilon}^p = \int_0^{u^p} \sigma d\bar{u}^p \tag{III-14}$$

$$\bar{u}^P = L\bar{\epsilon}^P \quad (\text{III-15})$$

where  $L$ : is the characteristic length of the finite element used in the vicinity of the notch,  $\sigma$  is the constraint,  $\bar{\epsilon}_0^P, \bar{\epsilon}_f^P$  are the initial and final plastic strains, and finally  $\bar{u}^P$  is the displacement plastic equivalent defined in the code by displacement at failure.

Pour le matériau de la plaque en AL2024T3 et suivant la formule de l'équation (15), la déformation à la rupture est à  $\bar{\epsilon}^P = 0.12$ , avec la moyenne de la taille d'éléments finis dans le chemin prédit de fissuration de la plaque autour de l'entaille est de  $L = 1.17\text{mm}$ , le paramètre de l'évolution à l'endommagement dite displacement at failure  $\bar{u}^P$  est calculé à  $0.14\text{mm}$ , Cette taille d'éléments conditionne l'architecture de maillage autour de l'entaille de la plaque, soit 19500 éléments finis dans toute la plaque entaillée.

### III-3- Modèle d'endommagement de CZM et paramètres d'imputation

Le décollement du patch en composite attachée à la plaque en aluminium est simulé par l'endommagement des éléments CZM, lorsque les contraintes accumulées dans l'adhésive atteignent les paramètres critiques l'endommagement aura lieu, ces paramètres critiques sont introduites dans le code de calcul ABAQUS® [76,77] comme condition déterminée par l'expérimentale de deux essais le DCB (Double Cantilever Beam) pour le mode pur I et le ENF (End-Notched Flexure) pour le mode pur II. Les éléments finis géométriquement nuls du CZM simulent l'adhésif élastique en mode mixte par un modèle en forme de triangle en contraintes croissantes figure (15).

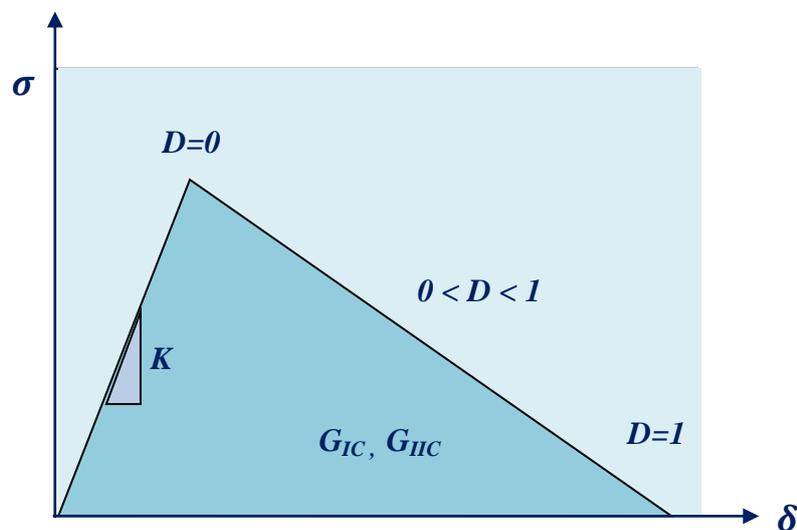


Figure III-7- loi d'adoucissement triangulaire pour les modes pur et mixte

La première partie du comportement mixte (normale et tangentielle) de l'adhésif est celui de l'élasticité, donnée par l'équation (16), jusqu'à la contrainte ultime de l'adhésive  $\sigma_i$  qui exprime l'initiation à l'endommagement donnée par l'équation (17) :

$$\sigma_i = E\delta_i \quad (\text{III-16})$$

$$\sigma_i = (1 - D)E\delta_i \quad (\text{III-17})$$

Où E est diagonal matrix containing the interface stiffnesses (I, II). These are defined as being the ratio between the Young's (Mode I) or shear modulus (Mode II).

En mode mixte le point d'inflexion  $\delta_m$  est déterminé par conditions en équations quadratique de contraintes présenté dans (17), la contrainte  $\sigma_i$  en chaque mode donnée par l'équation (18) :

$$\left(\frac{\sigma_I}{\sigma_{u,I}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{II}}{\sigma_{u,II}}\right)^2 = 1 \quad (\text{III-18})$$

L'évolution jusqu'à l'endommagement total est déterminé par le critère de l'énergie donné par l'équation (19), ou  $J_i$  qui exprime la surface du triangle.

$$\frac{G_I}{G_{IC}} + \frac{G_{II}}{G_{IIC}} = 1 \quad (\text{III} - 19)$$

Numériquement Le décollement par le modèle de CZM est donné par la séparation des nœuds qui se trouve dans l'interface, chacun de ces nœuds interfaciaux se séparent en deux nœuds, qui reste attaché jusqu'à les paramètre critique de l'endommagement, le même scénario de propagation de décollement lorsque les autres nœuds reçoivent plus de chargement.

*Tableau III-2- Paramètres de cohésion utilisés pour la fracture en mode I et en mode 2. [10].*

	<i>I</i>	$K_{II} [10^5 \times \text{GN/m}^3]$	$\sigma_{u,i} [\text{MPa}]$	$G_{IC} [\text{N/mm}]$
Araldite 420	<i>I</i>	9.25	40	0.3
	<i>II and III</i>	11.85	24.1	0.6
cohesive AV138	<i>I</i>	2.45	39.45	0.2
	<i>II and III</i>	7.8	30.2	0.38
cohesive 7752	<i>I</i>	9.25	11.48	2.36
	<i>II and III</i>	9.5	10.17	5.41

Ces paramètres critique de l'endommagement du modèle de CZM sont déterminés expérimentalement et introduite dans le code de calcule ABAQUS, ce dernier offre six critères d'initiation à l'endommagement dans la loi de traction-séparation nommée comme suite : le MAXPS, MAXPE, MAXS, MAXE, QUADS et QUADE, le choix pour le deuxième paramètre de l'évolution linéaire de l'endommagement est soit à l'utilisation de l'énergie critique ou bien à l'utilisation de déplacement critique à la rupture.

### III-4- Modèle élément finis et maillage

Le maillage de la structure dans la plaque et le patch en composite est assuré par éléments finis de 3D-solide en catégorie de C3D8, ce type d'élément finis donne un arrangement parfait des éléments dans la structure et qui facilite par leurs forme simple ainsi que ces fonctions d'interpolation  $N_i$  d'avoir des couches d'élément finis identique suivant l'épaisseur en particulier la structure graduée du patch, l'élément cohésif est identique dans la taille différents dans son type, le champ de déplacement  $u_p$  d'un point quelconque  $p$ , s'écrit sous la forme suivante :

$$u_p = \sum_i N_i u_i \quad \text{et} \quad u_i = [u_i, v_i, w_i]^T \quad (\text{III-20})$$

Ou les fonctions d'interpolation  $N_i$  sont définis dans le système du repère local de chaque élément, figure (III-8) :

$$N_i(\xi, \eta, \zeta) = \frac{1}{8} (1 + \xi_i \xi)(1 + \eta_i \eta)(1 + \zeta_i \zeta) \quad (\text{III-21})$$

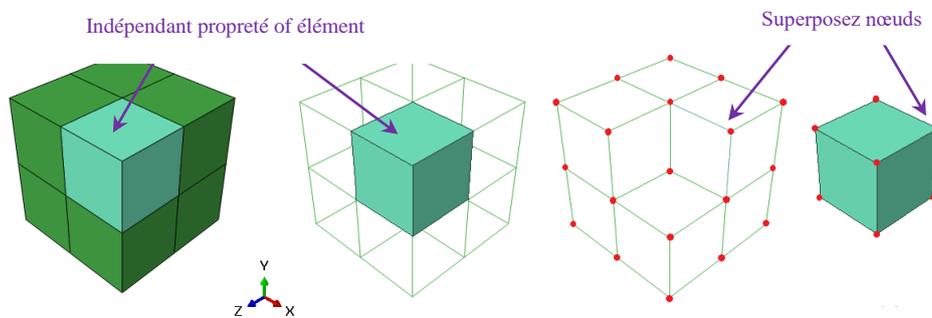
21)

Where:  $i=1$  à  $8$  and  $-1 \leq \xi \leq 1$ ,  $-1 \leq \eta \leq 1$  et  $-1 \leq \zeta \leq 1$

Les fonctions iso-paramétrique de l'interpolation  $N_i(\xi, \eta, \zeta)$  sont tous identique pour la géométrie de patch et de la plaque se différent suivant le type et non plus leurs tailles, le point quelconque  $q$  qui se trouve pour quelconque élément en catégorie de C3D8 dans la plaque ou le patch est donné en fonction des points nodaux comme suite :

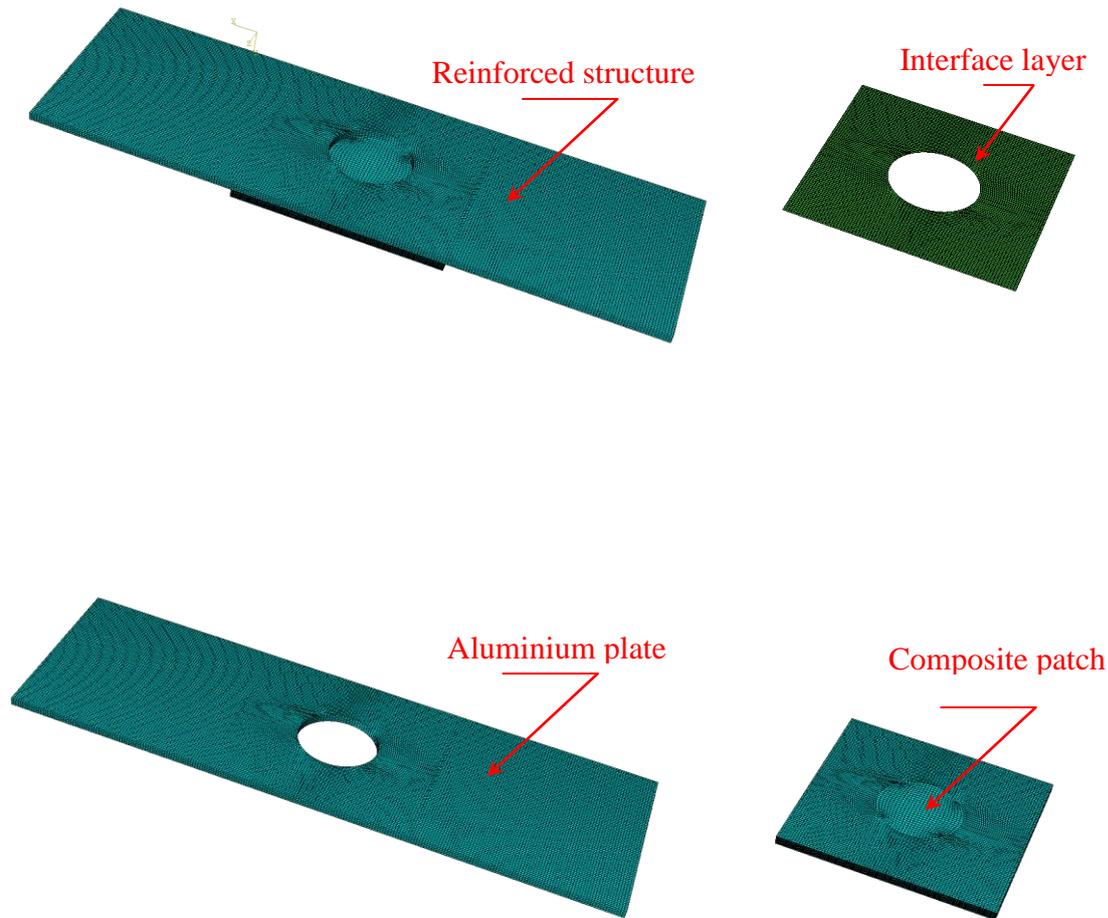
$$x = \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta)x^i, y = \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta)y^i, z = \sum_{i=1}^8 N_i(\xi, \eta, \zeta)z^i \quad (22)$$

$x, y, z$  : Sont les coordonnées du point  $q$ , et  $x_i, y_i, z_i$  : Sont les coordonnées des nœuds  $i$ , avec  $i = 8$ .



**Figure III-8- Aperçu de l'élément de maillage typique C3D8 utilisé dans le patch et la plaque [78].**

Le maillage de toute la structure, patch-cohésive-plaque donne trois qualités de maillage, dans la géométrie de la plaque est par 19500 d'élément finis de C3D8R, et dans l'interface de recouvrement par 1630 d'élément COH3D8, et dans le patch en composite par 4870 d'élément de C3D8R géométriquement dans le patch par couches indépendante qui donne l'avantage d'introduire les propriétés de mélange fibre-matrice suivant l'épaisseur par la fraction volumique, ou ces interfaces partagent les même nœuds, pour avoir une continuité dans la graduation des couches. Figure (III-9).



*Figure III-9- Descriptif du maillage dans la structure collée et de l'interface CZM*

Le modèle utilisé pour le décollement du patch-plaque est celui de l'endommagement de l'interface par les éléments typiques, elle dite COH3D8 de CZM, ces éléments qui se trouve à l'interface de recouvrement sont avec une densité adéquate pour avoir une convergence dans le calcul, soit de 1630 d'éléments finis de COH3D8, la couche interfaciale d'éléments de CZM vas se comporter en mode mixte (le normale et le tangentielle) par effet de différence de rigidité entre la plaque en composite et celle en aluminium, en provoquant ainsi la séparation patch-plaque par endommagement de ces éléments cohésive, les nœuds de la couche CZM se séparent est donne une dégradation dans la rigidité quand les chargement reçoit par cette couche un niveau du contrainte qui atteindre les paramètres critique de l'adhésif, à préciser que le modèle géométrique est modéliser préalablement par un seule bloque aucun assemblage n'est effectuer seulement l'adhésive par ces paramètres donne la séparation après le chargement du système renforcer.

### III-5- Analyse et résultat

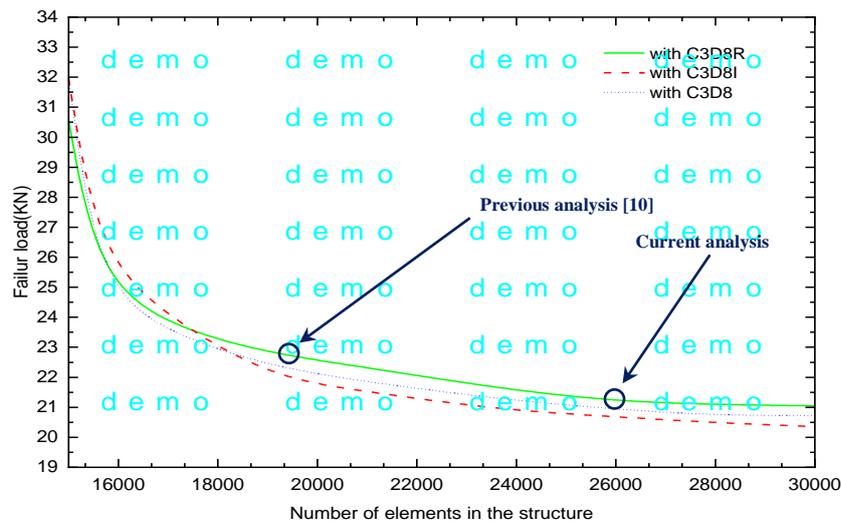
#### III-5-1- Maillage sensible de l'élément COH3D8 (CZM) sur le résultat numérique

Basant sur le travail précédant [10] par le même système en plaque entaillée d'aluminium renforcé par patch en composite non graduée, le patche en composite de carbone époxyde et le même dans le présent travail à une fraction volumique de fibre de  $V_f = 0.46$ , dans ces dimensions ainsi que la plaque sont identiques, même adhésive Araldite420 sous même comportement ont été réutilisés afin de comparer les résultats, Cette densité de fibre dans la plaque en composite présente la limite du composite graduée linéairement et par fonction FGM dans les trois concepts de graduation, plusieurs lancements de calculs par plusieurs différents maillages dans la densité et type d'élément ont été effectués, le maillage est raffiné au niveau de l'entaille puisque c'est la zone où se passe le décollement et la fissuration de la plaque, et que le joint adhésif est le plus sensible aux résultats, ces différentes situations de maillage sont présentées par les nombres d'éléments finis soit à 16000, 19000 et 26000 éléments finis.

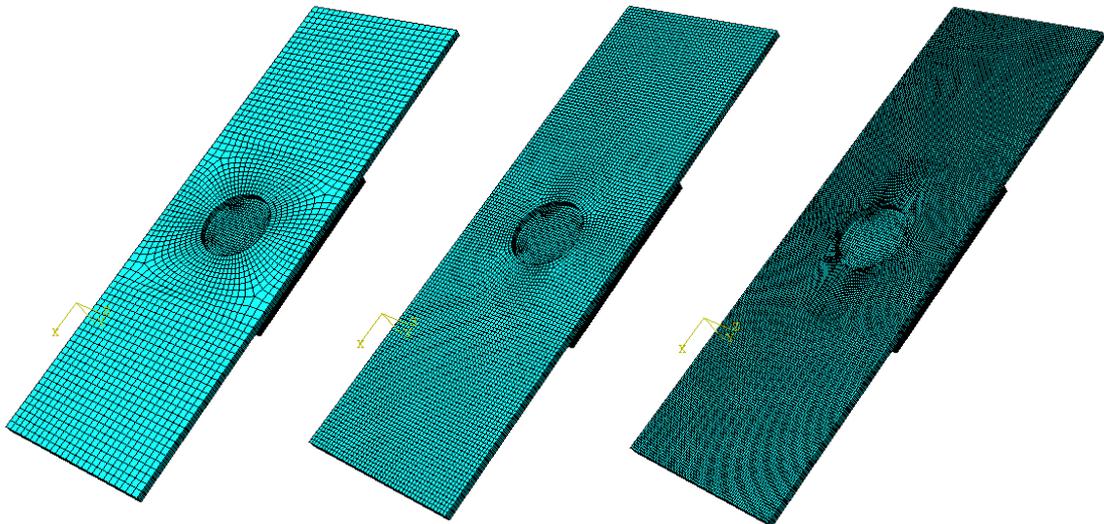
Les éléments finis en catégorie de C3D8 tels que le C3D8R, C3D8H et C3D8I, utilisés dans le patch et la plaque se différencient suivant le comportement et la situation analysée. Telle que le mode incompatible C3D8I [79] utile pour les structures qui travaillent en flexion, le mode hybride C3D8H pour les matériaux incompressibles, et le mode en réduction d'intégration C3D8R utilisé pour toutes les différentes situations qui nécessitent un maillage très raffiné, Cette analyse de sensibilité de maillage qui n'a pas été faite dans le précédent travail [10] présente dans l'analyse actuelle une chose importante dans l'optimisation d'éléments finis pour la convergence de calculs et pour la stabilité des résultats sous l'effet des divers paramètres analysés.

Dans cette figure 18, et par effet de cette stabilité de maillage on constate une différence dans le niveau de résistance qui varie jusqu'à 9KN par densité et à 0.8KN par type d'éléments finis, par un nombre d'éléments de 16000, 19000 et 26000 et sous les quatre types d'éléments de C3D8R C3D8H C3D8I, On constate que le type d'éléments de C3D8R à partir d'une densité de 26000 éléments finis (figure 18) de la totalité du modèle donne une stabilité dans les résultats obtenus.

a)



b)



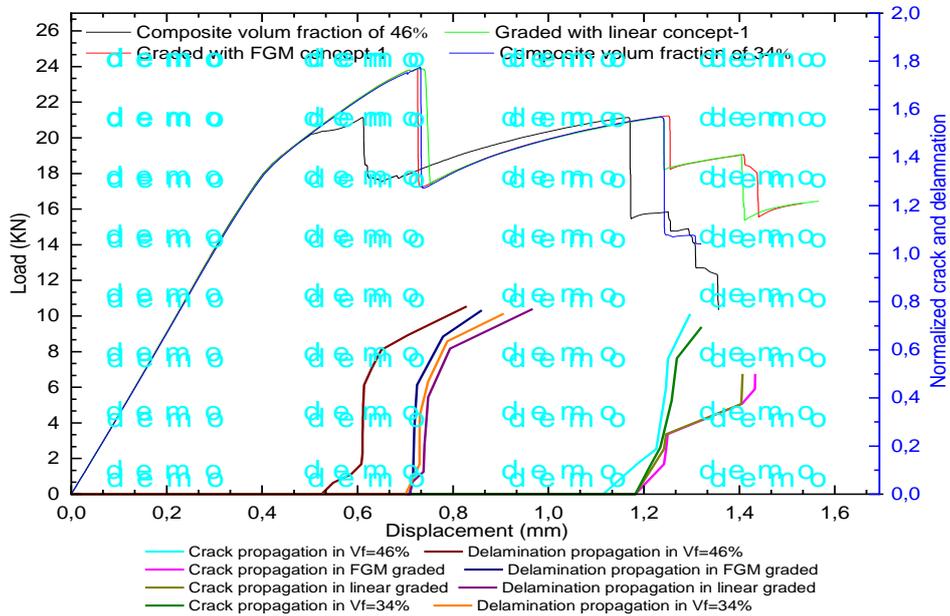
*Figure III-10- a) Sensibilisation et stabilisation du maillage entre précédant travail [10], et l'étude actuelle. Avec charge-déplacement typique, reportage de C3D8R et élément de maillage solide 16000-19000-26000 b) certaine situation de maillage.*

### III-5-2- Renforcement de l'efficacité du patch sous le concept-1 du composite gradué

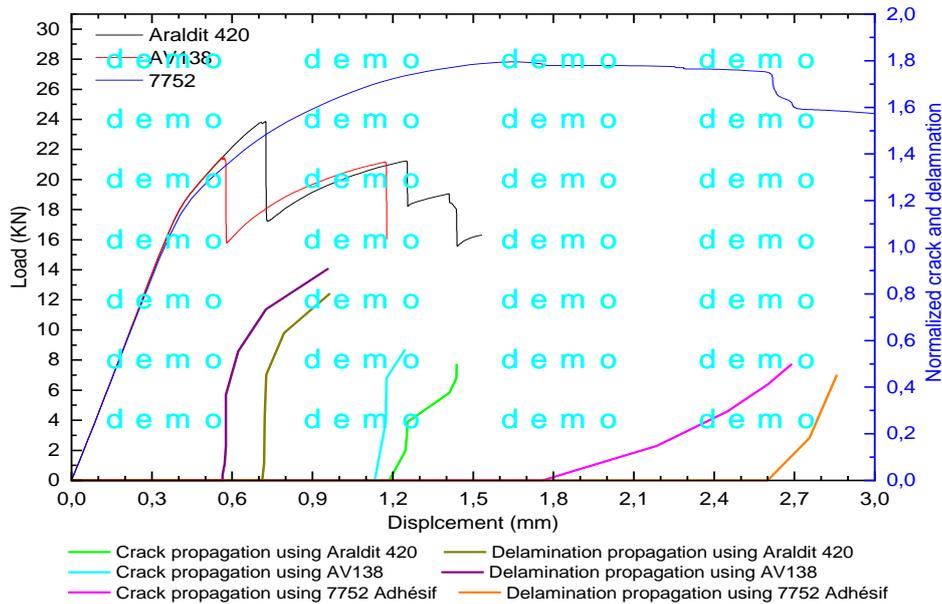
Dans cette partie d'analyse, en concept-1 de gradation qui consiste à renforcer le patch en composite aux milieux de l'épaisseur à une fraction volumique de fibre de 46 % qui se dégrade symétriquement linéairement ou par la fonction de FGM vers ces extrémités à une fraction volumique de fibre de 34%, deux autres cas du renforcement par composite non gradué qui présentent les limite de ceux qui sont gradué en 46% et en 34% sont présenté et comparé sur les même résultats, la réponse de la structure renforcé en patche du composite y compris la surface décollée et la fissure propagée dans la plaque, ont été évaluer sous deux

principaux paramètres ; le concept du composite graduée et le type de l'adhésive utilisé, qui présentent un effet important sur la capacité du renforcement de ce système collés.

1)



2)



**Figure III-11- Courbe force-déplacement, longueur de fissure normalisée et zone de décollement dans le cas de 1) Araldit420 cohésif sous le concept 1 de gradation, et dans le cas de 2) concept 1 de gradation FGM de composite sous différentes qualités cohésives ; (a) début de la suppression**

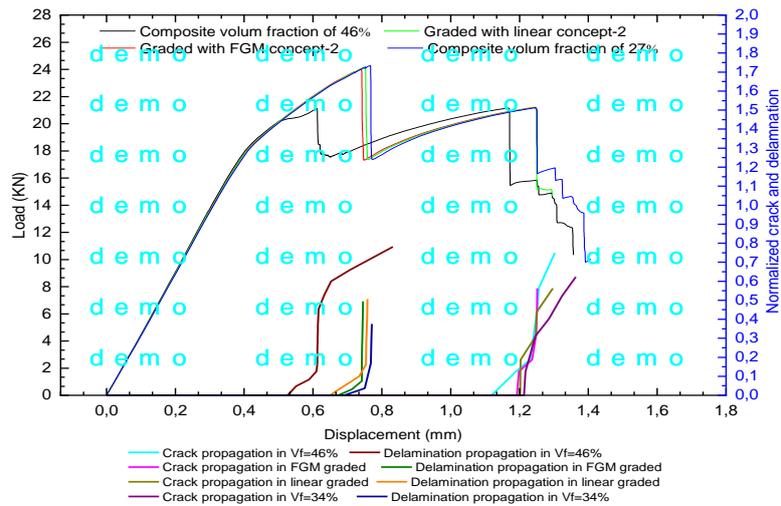
Figure III-11, présente l'effet de concept de graduation du patch en composite sur la réponse jusqu'à le décollement et l'endommagement de la plaque entaillée, présente aussi la capacité de renforcement par concept de graduation du patche en composite avec le décollement et la propagation de fissure, le même concept de graduation en linéaire et par

fonction FGM du patch en composite sont comparé dans ces capacité de renforcement avec deux autres non gradués, le système de la plaque entaillée renforcer par patch répond identiquement au chargement appliquer jusqu'à leurs endommagement qui se différent suivant ce patch en composite, en effet, le patch de renforcement d'une graduation symétrique comparant avec ceux non graduée à 46% est plus dense au milieu moins dans ces extrémité donne une surcapacité claire qui se présente dans le première chute, cette surcapacité est jusqu'à 18% dans le niveau de résistance et de 23% dans la capacité de ce déformé et de déplacer, cette différence est expliquer par la rigidité importante du patch non graduée soit à 46% de fibres au niveau de l'interface collée et suivant toute l'épaisseur du patch, le reste des concepts se présentent avec une réponse et une capacité identique sous un effet limité par le faite que le patch au niveau de l'interface collée est d'une densité identique à 36% du fibre, le deuxième chute dans ces courbe présentent la longueur critique d'une propagation de fissure de la plaque.

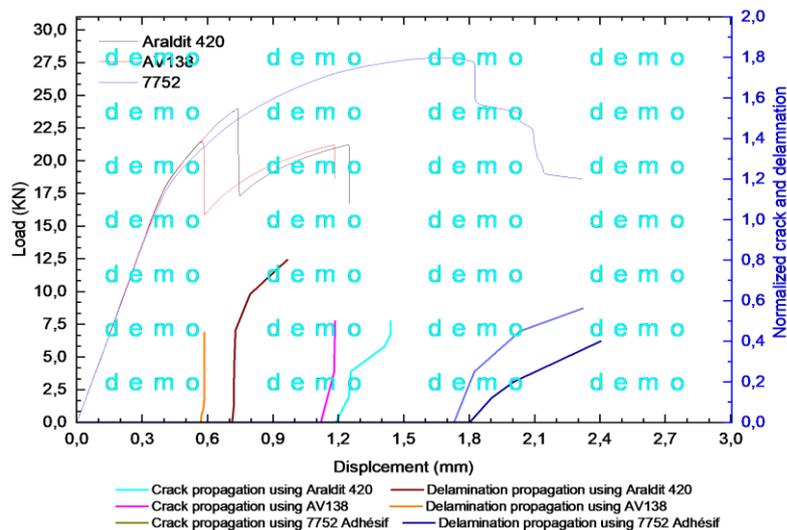
### **III-5-3- Renforcement de l'efficacité du patch sous le concept-1 du composite gradué**

L'idée dans la deuxième partie de cette analyse, dans l'utilisation du concept-2 et celui du concept-3 de graduation c'est de voir l'effet de la distance de la couche la plus dense en fibre de 46 % sur l'interface collée, dans ce concept-2 de graduation du patch en composite, la couche avec la fraction volumique la plus élevé du fibre 46% se trouve à l'extrémité de l'épaisseur de  $(2h/3)$  qui se dégrade symétriquement et linéairement ou par la fonction de FGM vers ces extrémités à deux niveaux de fraction volumique de fibre celle de 40% et de 27%, Les même deux autres cas du renforcement par composite non graduée de 46% et de 34% sont aussi présenté pour comparaison, les même résultats à savoir la réponse de la structure renforcer et la surface décollée du patch avec la fissure propagée dans la plaque ont été évaluer sous les même paramètres (type de l'adhésive te concept de graduation), ou le concept du composite graduée et le type de l'adhésive utilisé, ont montré une surcapacité importante du renforcement.

1)



2)



**Figure III-12- Courbe force-déplacement, longueur de fissure normalisée et zone de décollement dans le cas de 1) Araldit420 cohésif sous le concept 2 de gradation, et dans le cas de 2) concept 2 de gradation FGM du composite sous différentes qualités cohésives ; (a) début de la zone de décollement, (b) début de la propagation de la fissure dans la plaque d'aluminium, (c) charge de rupture, (d) endommagement total de la plaque d'aluminium**

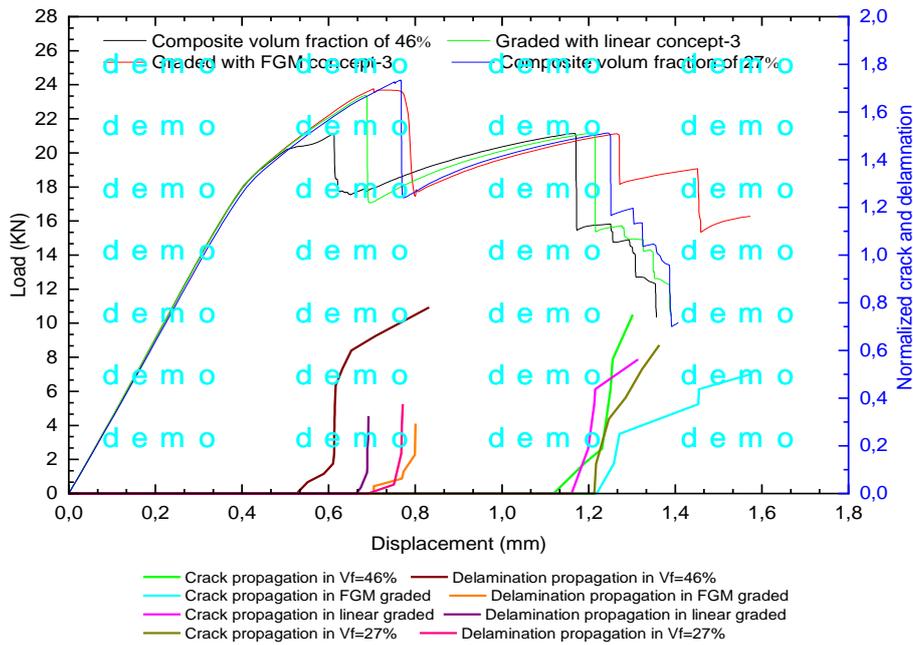
Dans cette figure III-12, qui présente l'effet de deuxième concept nommée concept-2 de la gradation du patch en composite sur la réponse jusqu'à le décollement et l'endommagement de la plaque entaillée, présente aussi par le niveau de décollement la capacité de renforcement par ce deuxième concept de gradation du patche en composite, et la propagation de fissure, la capacité de renforcement du patche en composite est évalué sous l'effet de concept-2 en gradation linéaire et par fonction FGM avec ceux non gradués, dans ces divers cas analysé la même réponse au chargement du système renforcer par patch jusqu'à le niveau critique qui correspond au décollement et qui se différent suivant le patch en

composite, dans le patch de renforcement la couche la plus dense à 46% se trouve loin de l'interface collée donne par apport à celui de 46% non graduée la même surcapacité de renforcement (18% de résistance et 23% de déplacement) présenté par le première chute, les résultats dans les cas des concepts gradués linéairement ou par fonction de FGM se trouve entre les deux cas de renforcement non graduée, proche à celui non graduée de 27% de fraction volumique de fibre, vu que c'est la même densité de fibre qui se trouve proche de l'interface collée, Après le décollement présenté par la première chute la structure continue à répond au chargement de la même allure jusqu'à la deuxième chute qui correspond à la longueur critique d'une propagation de fissure de la plaque, dans la suite de la courbe figure00-b montre que la capacité de renforcement par patche est conditionnée par la capacité de l'adhésif à résister et transmettre plus de chargement au patch.

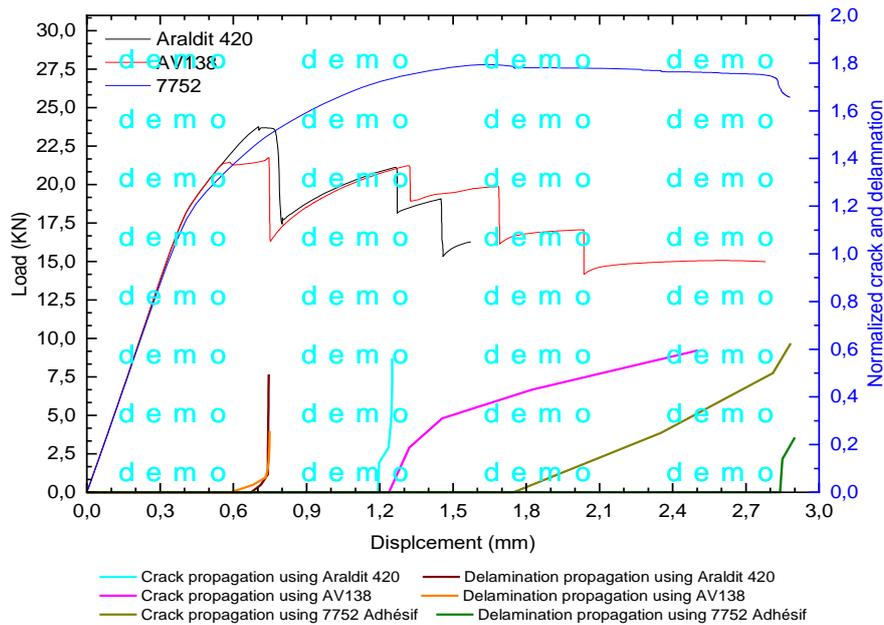
#### **III-5-4- Renforcement de l'efficacité du patch sous le concept-3 du composite gradué**

Cette partie d'analyse est la suite de la précédente, qui consiste à l'utilisation du même concept-2 de graduation mais basculé est appliquer sur la plaque entaillée, cette adéquation est nommé par le concept-3 de graduation ou la couche en fraction volumique la plus élevé du fibre 46% se trouve à l'extrémité de l'épaisseur de ( $h/3$ ) proche de l'interface collée, et qui se dégrade symétriquement et linéairement ou par la fonction de FGM vers ces extrémités en deux fraction volumique de fibre celle de 40% et de 27%, c'est toujours dans le but de voir l'effet de la distance de la couche la plus dense en fibre de 46 % sur l'interface collée, Les deux situation de renforcement par composite non graduée de 46% et de 34% sont aussi présenté pour comparaison, la réponse de la structure, le décollement du patch et la fissure propagée dans la plaque sont été évaluer sous les même paramètres (type de l'adhésive te concept de graduation), qui ont montré une surcapacité importante du renforcement.

1)



2)

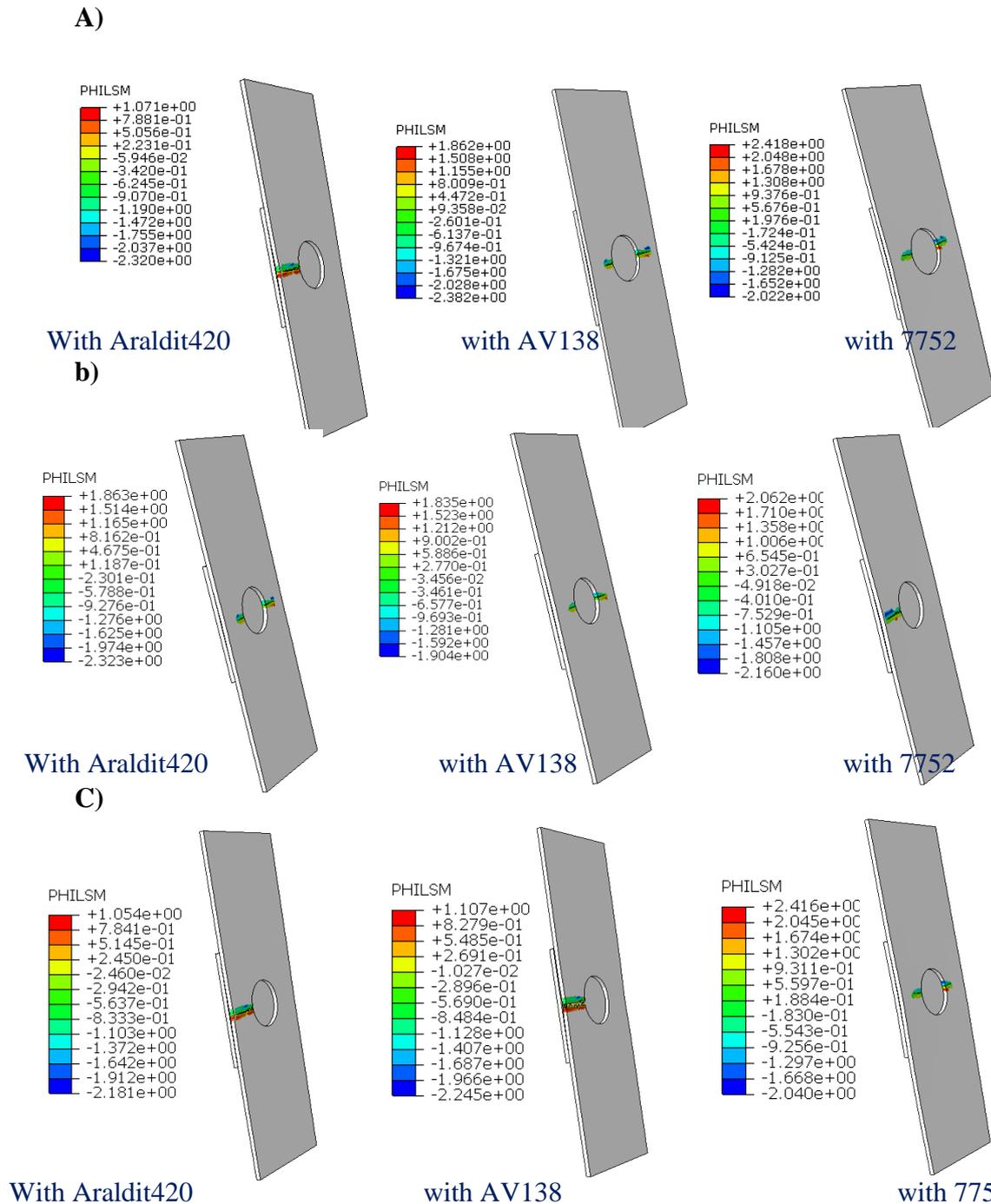


**Figure III-13** Courbe force-déplacement, longueur de fissure normalisée et zone de décollement dans le cas de 1) Araldit420 cohésif sous le concept 3 de gradation, et dans le cas de 2) concept 3 de gradation FGM du composite sous différentes qualités cohésives ; (a) début de la zone de délaminage, (b) début de la propagation de la fissure dans la plaque d'aluminium, (c) charge de rupture, (d) endommagement total de la plaque d'aluminium

la figure III-13, présente l'effet de troisième concept nommée concept-3 de la gradation du patch en composite sur la réponse jusqu'à l'endommagement par le décollement et la fissuration de la plaque entaillée, le niveau de décollement donne l'avantage

de détermine la capacité de renforcement par ce concept-3 de graduation du patche, en effet, la capacité de renforcement du patch en composite se diffère largement sous le concept-3 entre la graduation linéaire et celle par fonction FGM, la même réponse au chargement du système renforcer par patch est constaté jusqu'à le niveau critique de décollement de chaque composite de renforcement, la couche la plus dense à 46% dans ce concept-3 se trouve proche de l'interface collées mais en plus proche la densité de fibre de 27% qui donne la même résultats dans le cas de renfort par le composite non graduée à densité de 27%, le renforcement présenté par le première chute de ce concept-3 avec le non graduée à 46% reste constant, le décollement du patch en composite présenté par la première chute dans la réponse de la structure se poursuit jusqu'à la deuxième chute qui correspond à la longueur critique d'une propagation de fissure dans la plaque, la suite de la courbe figure00-b comme celles des courbes précédentes montre que le renforcement par patche est suivant la capacité de l'adhésif à résister pour transmettre les chargement au patch en particulier celles qui se trouvent au niveau de l'entaille.

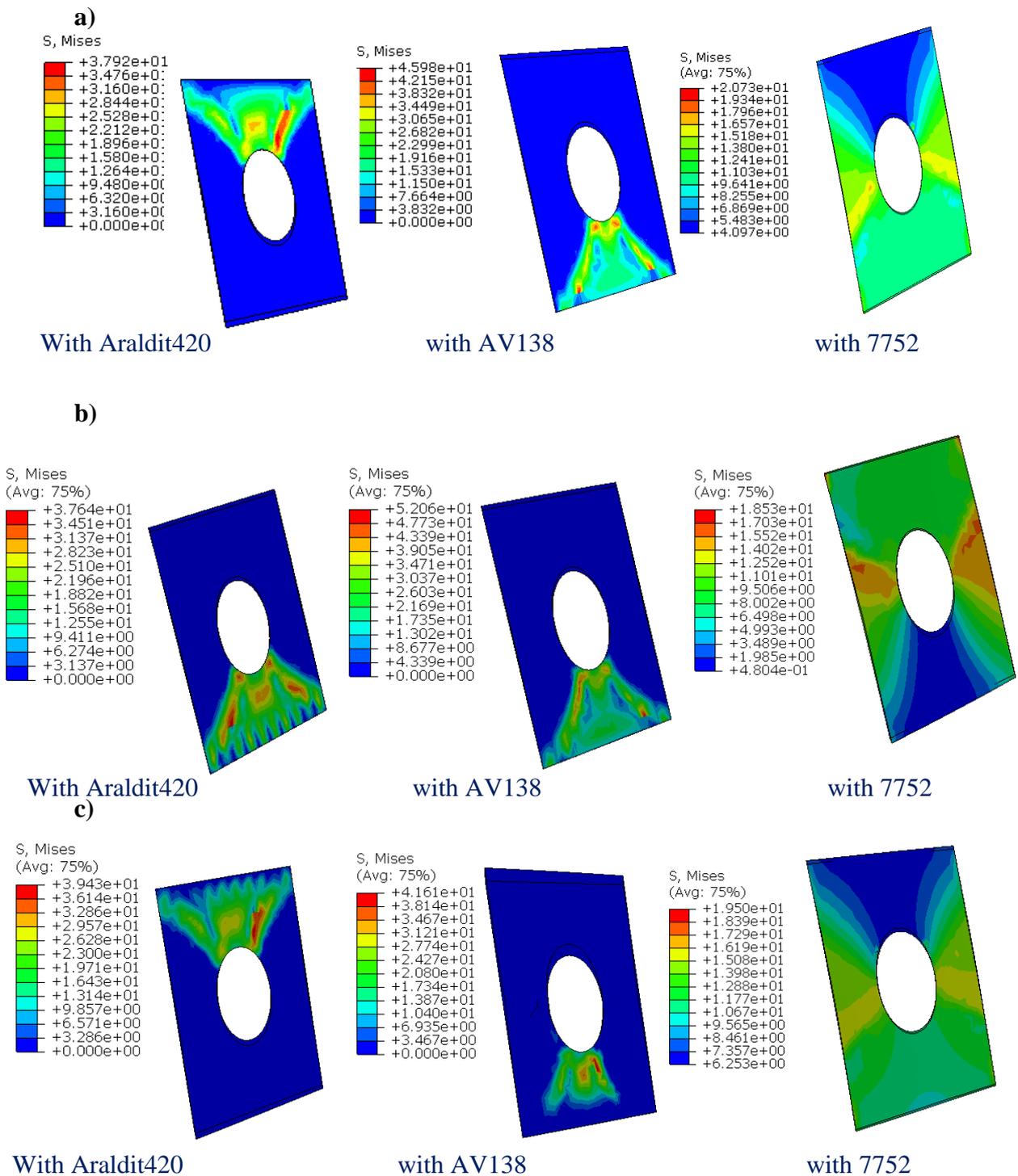
Dans la suivant figure III-14, on présente dans les divers cas telle que le concept-1, le concept-2 et le concept-3 en lois de FGM de graduation et sous l'effet de type de l'adhésif, de Araldit420 de AV138 et de cohésive 7752 le champ du contour de PHILSM de la fissure dans la plaque entaillée, l'avantage présenté par cette technique XFEM c'est le champ du contour PHILSM qui donne par effet des divers paramètres analysé l'emplacement et l'ouverture de la fissure ainsi que sa longueur propagé, ce champ du contour PHILIPS présente la distance entre nœuds dans les faces de fissure.



**Figure III-14- Contours du PHILSM de la technique XFEM (fissure) dans la plaque en aluminium dans a) patch composite FGM gradué avec le concept-1, dans b) patch composite FGM gradué avec le concept-2 et dans c) patch composite FGM gradué avec le concept-3**

D'après la figure, et vu que l'effet du patch en composite se limite seulement avant le décollement du patch en composite, leur concept de graduation n'intervient pas sur l'emplacement et la propagation de la fissure dans la plaque entaillée, en effet, après le décollement du patch l'endommagement par initiation de fissure dans la plaque est présenté toujours au niveau de l'entaille, ces fissures se propagent dans ces deux cotées ou dans une seule coté jusqu'à qu'elles dépassent une longueur dite critique qui donne la chute de résistance de

la plaque, la fissure s’amorce et se propage aisément dans le cas où l’adhésif est moins résistant.



**Figure III-15** Contraintes de von Mises maximales dans l'élément adhésif dans a) le patch composite FGM classé selon le concept 1, dans b) le patch composite FGM classé selon le concept 2 et dans c) le patch composite FGM classé selon le concept 3.

Dans cette figure III-15- , qui présentent les contraintes équivalentes de Von Misses dans le joint de l'adhésif nous montre que le décollement qui correspond à un niveau de contrainte nulle s'est produit dans une seule partie, initié aux niveaux de l'entaille et aux niveaux de ces extrémités de recouvrement du patch en composite, montre aussi que la progression de décollement reste conditionnée par la résistance du joint de l'adhésif lui-même et par la quantité des charges absorbée suivant la rigidité du patch en composite (concept de graduation), l'adhésif le plus résistant montre que la fissuration de la plaque en aluminium ait lieux et le patch en composite reste attachée par l'adhésif.

# **Conclusion Générale**

### Conclusion générale

L'actuelle travail est précédé par un autre dans le renforcement est en composite simple sans graduation, qui présente le modèle numérique de comparaison avec les nouveaux concepts proposée, accompagnée comme témoins par toute les résultats obtenu, l'adhésif dans tous les calculs est simulé par des éléments interfaciale CZM avec comportement élastique, les prédictions numériques on conclure ce qui suit :

- A l'aide des éléments de CZM utilisé On peut numériquement simuler le décollement entre deux structures du comportement différente par l'endommagement de la couche de l'adhésif elle-même.
- L'absorption des charges du plaque en composite prend l'avantage important sous l'effet de leurs concepts de graduation reste limité par les capacités de résistance de l'adhésif.
- Le concept de graduation de la plaque de composite conditionnent le chargement transmissent par l'adhésive et de son mode de sollicitation. D'où notre proposition des concepts en composite graduée.
- Le modèle d'élément finis du CZM est très sensible à la taille d'élément, nécessite un test de sensibilité, dans le cas contraire pas de convergence dans le calcul et pas de décollement si la taille n'est plus adéquate avec la géométrie et les paramètres introduite.
- Les divers concepts du patch en composite gradué par fonction de FGM ou linéairement montre une surcapacité qui aille jusqu'au 4KN dans le renforcement de la plaque.
- Plus les couches du patch en composite qui sont plus rigide par densité de fibre est loin de l'interface de recouvrement plus les charges transmissent de la plaque vers le patch par l'adhésif est important.
- Ce concept proposé de graduation entre les fibres et la matrice dans le renforcement par patche en composite est un élément important dans l'efficacité de renforcement.
- Les structures partiellement rigides servent efficacement dans le rôle de renforcement des structures par assemblage.

## Conclusion Générale

---

- La structure renforcée s'endommage suivant la capacité de l'adhésive à des modes différents qui conditionnent la compétition entre la propagation de la fissure et le décollement du patche, le plus résistant est remarqué pour l'adhésive en qualité de cohésive 7752.

D'après ces constats, ce travail qui présente la suite du précédent travail, prouve encore que c'est un modèle numérique de prédiction approprié pour les analyses sous divers paramètres et d'autres problématiques. Ce travail présente l'incarnation d'une idée d'un concept appliqué dans le patch en composite afin d'identifier leur effet et leur efficacité dans les structures de renforcement.

# **BIBLIOGRAPHIE**

**BIBLIOGRAPHIE**

[1] AbdallahBenzaama, Mohamed Mokhtari, Nour-El-Imene Ahmed-Bouziane, ElamineAbdelouahed, BenzaamaHabib, Ilias-Mohammed-Amine Ghermaoui&IkhlasAliane (2023): Using a UMM-XFEM technics to predict the damage in CFRP bi-graded with glass-epoxy materials of notched plate under quasi-static loading, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2244958

[2] DjezouliMoulai-Khatir, Mohamed Mokhtari, Amir Slamene, ElamineAbdelouahed, HabibBenzaama&LoubnaNadji (15 Oct 2023): Using XFEM technique to predict the crack growth in the notched plate under high loading cyclic conditions, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2269650

[3] SadekGouasmi, Mohamed Mokhtari, Amir Slamene, BillelHamza, HabibBenzaama, ElamineAbdelouahed&LoubnaNadji (15 Oct 2023): Sensitivity analysis of GTN damage parameters: Application to notched plate ductile fracture simulation, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2267290

[4] Benzaama, A., Mokhtari, M., Benzaama, H., Gouasmi, S., &Tamine, T. (2018). Using x fem technique to predict the damage of unidirectional cfrp composite notched under tensile load. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 5(1), 129

[5] AminaSmaine, Mohamed Mokhtari, FatnaTelli, Mohamed EL Amine Khiari, MostefaBouchetara&BenzaamaHabib (04 Mar 2024): Using FGM concept in fiber-matrix coupling laws to predict the damage in carbon-Epoxy graded composite application in notched plate under thermo-mechanical loading, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2024.2320813

[6] I. M. A. Ghermaoui, M. Mokhtari, H. Benzaama& A. Elamine (2023): Using FGM concept and combined of XFEM-CZM technics to predict the damage in carbon/ carbon-epoxy graded composites, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2245830

[7] FouziaLarbiChaht, Mohamed Mokhtari, and HabibBenzaama, Using a Hashin criteria to predict the damage of composite notched, plate under traction and to[8] Fatima ZohraMessabih, Mohamed Mokhtari, Mohamed Bentoumi, Amir Slamene, ElamineAbdelouahed, BenzaamaHabib, AchwakGHomari&YoucefMerasli (12 Oct 2023):

## BIBLIOGRAPHIE

---

Nonlinear CZM-based predictive analysis of damage in single-lap composite joints: An exploration of the FGM concept in Fiber–Matrix coupling, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2263974

[9] FatnaTelli, Mohamed Mokhtari, Mohamed EL Amine Khiari, BenzaamaHabib, Amir Slamene&ElamineAbdelouahed (2023): Damage analysis of hybrid carbon/GlassEpoxy pipe elbows under bending and pressure loading, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2226953

[10] mohammed amine bellali, mohamedmokhtari, habibbenzaama, Fekirinihamida, boualemserier and kouidermadani, usingczm and xfem to predict the damage to Aluminumnotched plates reinforcedwith a composite patch, *journal of mechanics of materials and structures*, Vol. 15, no. 2, 2020Dx.doi.org/10.2140/jomms.2020.15.185

[11] Mohammed Amine BELLALI, Boualem SERIER, Mohamed MOKHTARI, Raul D. S. G. CAMPILHO, Frederic LEBON, Hamida FEKIRINI, XFEM and CZM modeling to predict the repair damage by composite patch of aircraft structures: debondingparameters, *Composite Structures*, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113805>

[12] S.L.S. Nunes, R.D.S.G. Campilho, F.J.G. da Silva, C.C.R.G. de Sousa, T.A.B. Fernandes, M.D. Banea, et al., Comparative Failure Assessment of Single and Double Lap Joints with Varying Adhesive Systems, *The Journal of Adhesion*, 92 (2016) 610-34.

[13] T.C. Silva, L.C.S. Nunes, A new experimental approach for the estimation of bending moments in adhesively bonded single lap joints, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 54 (2014) 13-20.

[14] O. Sayman, Elasto-plastic stress analysis in an adhesively bonded single-lap joint, *Composites Part B: Engineering*, 43 (2012) 204-9.

[15]. M. S. Kafkalidis and M. D. Thouless, *Int. J. Solids Struct.* 39, 4367–4383 (2002).

[16]. J. P. M. Gonçalves, M. F. S. F. de Moura, A. G. Magalhães and P. M. S. T. de Castro, *FatigueFract. Eng. Mater.Struct.*26, 479–486 (2003).

[17] Chen, J., *J. Thermoplast. Compos.*15, 429–441 (2002).

[18]. Q. D. Yang, M. D. Thouless and S. M. Ward, *J. Mech. Phys. Solids* 47, 1337–1353 (1999).

## BIBLIOGRAPHIE

---

- [19] Campilho, R. D. S. G., de Moura, M. F. S. F., and Domingues, J. J. M. S., *J. Adhes. Sci. Technol.* 21, 855–870 (2007).
- [20]. Q. D. Yang, M. D. Thouless and S. M. Ward, *Int. J. Solids Struct.* 38, 3251–3262 (2001).
- [21]. S. Li, M. D. Thouless, A. M. Waas, J. A. Schroeder and P. D. Zavattieri, *Eng. Fracture Mech.* 73, 64–78 (2006).
- [22] Campilho, R. D. S. G., de Moura, M. F. S. F., Pinto, A. M. G., Morais, J. J. L., and Domingues, J. J. M. S., *Compos. Part B – Eng.* 41, 149–157 (2009).
- [23] Yang, Q. D., Thouless, M. D., and Ward, S. M., *Int. J. Solids Struct.* 38, 3251–3262 (2001).
- [24] Campilho, R. D. S. G., de Moura, M. F. S. F., and Domingues, J. J. M. S., *Int. J. Solids Struct.* 45, 1497–1512 (2008).
- [25] P. B. Gning, M. Tarfaoui, F. Collombet, L. Riou, P. Davies, “Damage Development in Thick Composite Tubes Under Impact Loading and Influence on Implosion Pressure: Experimental Observations,” *Composites Part B: Engineering*, vol. 36, pp. 306-318, 2005.
- [26] Abdelouahed, E., Benzaama, H., Mokhtari, M., & Aour, B. (2019). Pipeline repair by composite patch under temperature and pressure loading. *Frattura ed Integrità Strutturale*, 13(49), 690–697
- [27] Thouless, M. D., Waas, A. M., Schroeder, J. A., and Zavattieri, P. D., *Eng. Fract. Mech.* 73, 64–78 (2006).
- [28] Bogdanovich, A. E. and Kizhakkethara, I., *Compos. Part B – Eng.* 30, 537–551 (1999).
- [29] J. R. Tarpani, M. T. Milan, D. Spinelli, W.W. Bose, “Mechanical Performance of Carbon-Epoxy Laminates Part I: Quasi-Static and Impact Bending Properties,” *Materials Research*, vol. 9, no. 2, pp. 115-120, 2005.

## BIBLIOGRAPHIE

---

[30] E. Abdelouahed, M. Mokhtari, H. Benzaama, Finite Element Analysis of the thermo-Mechanical Behavior of composite Pipe Elbows under Bending and Pressure loading, *Frattura ed Integrità Strutturale*, 49 (2019) 698-713; DOI: 10.3221/IGF-ESIS.49.63

rsion behavior, *Fratt. Integrità Strutt.*, vol. 13, no. 50, pp. 331–341, 2019. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.50.28 [31] Elamine Abdelouahed, Mohamed Mokhtari, Benzaama Habib, Ilias Mohammed-Amine Ghermaoui, Mohammed-Chams-Eddine Ezzine, Achwak Ghomari & Youcef Merasli (2023): Using a non-linear mixed model behavior of CZM to predict the damage in single lap bonded joint with Bi-composite graded materials, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, DOI: 10.1080/15376494.2023.2243604

[32] Shabana YM, Noda N. Thermo-elasto-plastic stresses in functionally graded materials subjected to thermal loading taking residual stresses of the fabrication process into consideration. *Composites Part B: Engineering* 2001;32(2):111-121.

[33] Ozturk A, Gulgec M. Elastic–plastic stress analysis in a long functionally graded solid cylinder with fixed ends subjected to uniform heat generation. *International Journal of Engineering Science* 2011;49(10): 1047-1061.

[34]. Kim, J.H.; Paulino, G.H. Isoparametric graded finite elements for nonhomogeneous isotropic and orthotropic materials. *J. Appl. Mech.* 2002, 69, 502–514. [CrossRef]

[35] **Bouiadjra**, B.B., Belhouari, M. et Serier, B. (2002). Calcul des facteurs d'intensité de contrainte pour les fissures réparées avec patch composite collé en mode I et en mode mixte. *Structures composites*, 56(4), 401-406.

[36] Günther, G. et Maier, A. (septembre 2010). Réparation composite pour les aspects développement et qualification des structures métalliques d'avions. Au 27e Congrès international des sciences aéronautiques-ICAS 2010 (Vol. 3, pp. 1882-1894).

[37] Ramakrishna, C., Balu, JK, Rajashekar, S. et Sivateja, N. (2017). Analyse par éléments finis des réparations par patch composite des plaques. *Int J Eng Res Appl*, 7(2), 10-18.

## BIBLIOGRAPHIE

---

[38]Stuart, M. (2010). Essais de résistance statique de réparation de patchs composites collés pour le bordé de navires. Baccalauréat en ingénierie (architecture navale), Université de Nouvelle-Galles du Sud, École de génie mécanique et de fabrication.

[39]Belekar, Y.D., Kumthekar, MB et Landage, AB (2016). Une revue d'une étude sur l'utilisation de matériaux composites à fibres liées pour les réparations d'unités flottantes offshore. *Int J Eng Res*, 5(1), 179-183.

[40] [Djebbloun Youcef, Etude de la rupture en MODE I d'ouverture des matériaux composites, Université de Biskra (2004).

[41]Pierre jaquinet, Utilisation des matériaux composites, Edition Hermès, paris, 1991

[42] (William & Callister, 2001),(Hairy, 2018), (Gornet, 2008) Soufyane BELHENINI

(2023) Matériaux Composites

[43]H. Hosseini-Toudeshky , B. Mohammadi , G. Sadeghi , H.R. Daghyani. « Numerical and experimental fatigue crack growth analysis in mode-I for repaired aluminum panels using composite material. » *Composites: Part A* 38 (2007) 1141–1148

[44] K.H. Chung and W.H. Yang. A study of the fatigue crack growth behaviour of thick aluminium panels repaired with a composite patch. *Composite Structures*, vol 60 :1–7, 2003.

[45] D.C. Seo, J.J. Lee, and H.R. Daghyani. Fatigue crack growth behaviour of cracked aluminium plate repaired with composite patch. *Composite Structures*, vol 57 :323–330, 2003.

[46] A. Bassetti. Lamelles pré-contraintes en fibres de carbone pour le renforcement de ponts rivetés endommagés par fatigue. Thèse, EPFL, Lausanne, Switzerland, 2001.0.

[47].Hu F.Z., Soutis C., Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. *Composites Science and Technology*, 60, 2000, pg. 1103-1114

[48] Mathias, J. D. (2005). Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques (Doctoral dissertation, Université Blaise Pascal-Clermont-Ferrand II).

## BIBLIOGRAPHIE

---

- [49] Ouinas D, Bachir Bouiadjra B, Achour T, Benderdouche N. Influence of disbonds on notch crack behavior in single bonded lap joints. *Mater Des* 2010; 31:4356-62.
- [50] Baker A., Jones R. Bonded repair of aircraft structures. Martinus Nijh Publishers, 1988
- [51] Antoine Deheeger. Etude des effets thermiques dans des joints collés. Application à des structures renforcées par patches composites. These de doctorat. Université Blaise Pascal - Clermont II. France
- [52] R. Jones, D. Peng, K. Cairns, and S. Pitt. Composite Repairs To Cracked Metallic Components Experiment and Theory. 5th Australasian Congress on Applied Mechanics, ACAM 2007. Brisbane, Australia Brisbane, Australia
- [53] T. V. Umamaheswar, R. Singh, Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet, *Eng. Fract. Mech.* 62(2) (1999) 267-289.
- [54] Xiong, Y., and Raizenne, D. Stress and failure analysis of bonded composite-to-metal joints. Tech. rep. Institute for aerospace research. Canada
- [55] Kumar Mahadesh A, S.A. Hakeem. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Compos. Struct* 2000; 49:285-292
- [56] Grabovac, I., R. A. Bartholomeusz, and A. A. Baker. "Composite Reinforcement of a Ship Superstructure-Project Overview". *Composites*, 24: 501-509, (Number 6, 1993).
- [57] Pastor, M. L. (2007). *Contribution à l'étude en fatigue de structures en aluminium renforcées par patches composites* (Doctoral dissertation, Université Blaise Pascal-Clermont-Ferrand II).
- [58]. J. HOUZE. Production d'aluminium. École des mines d'ALBI CARMAUX. France. (2007).
- [59] madani, K., Touzain, S., Feugas, X., Cohendouz, S., & Ratwani, M. (2010). Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities. *Computational Materials Science*, 48(1), pp. 83–93. DOI:10.1016/j.commatsci.2009.12.005.
- [60] Paul Héroult. <<Invention du procédé d'électrolyse de l'aluminium>>. France, 1886.

## BIBLIOGRAPHIE

---

[61] J.L. Fanchon, Guide de mécanique, Sciences et technologie industrielles, Edition Nathan, Paris, 2008.

[62] C. VARGEL. « Comportement aluminium et ses alliages ». DUNOD, (1999)

[63] B. Paul and Dickerson, Welding of aluminum, aluminum company of America, ASM Handbook Volume 6, Welding, Brazing, and Soldering (ASM International); USA; 1993.

[64] Omas Suchy, Karel Balik, Radek Sedlacek, “Radiolucent composites providing high resistance against sterilization decomposition”, Article in Ceramics Silikaty, April 2011, Original papers Ceramics – Silikáty 55 (4) 401-409 (2011).

[65] Mécanique des Composites Hautes Performances. Version 3. Avril 2021. S. Drapier, Prof.

[66] F. Telli, M. Mokhtari, E. Abdelouahed, H. Benzaama, and K. Khedim, Using functionally graduated materials concept to predict the damage of heat-treated elbows under bending and pressure loading, J Pressure Vessel Technol., vol. 145, no. 4, May 2023j. DOI: 10.1115/1.4062336

[67] Ahmed-Bensoltane, A., Mokhtari, M., Benzaama, H., Samet, K., Benrouba, H., and Abdelouahed, E., 2023, “Using XFEM Technique to Predict the Effect of Default on the Damage of Steel Pipe Reduced-Connection

[68] Mohamed El Amine Khiari, Mohamed Mokhtari, Fatna Telli, Habib Benzaama & Oussama Naimi (2023):

[69] A.Y. Elruby, S. Nakhla, and A. Hussein, Automating XFEM modeling process for optimal failure predictions, Math. Prob. Eng., vol. 2018, pp. 1–14, Aug. 2018. DOI: 10.1155/2018/1654751.

[70] Interaction: Dassault Systemes, Auto Tech Rev., vol. 3, pp. 8–9, Dec. 2014.

[71] Guessab, A., Slamene, A., Hamza, B., & Mokhtari, M. (2024). Localized heat treatment and XFEM-based investigation of damage mechanisms in reinforced notched plates

under uniaxial tensile stress. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 1–15.  
<https://doi.org/10.1080/15376494.2024.2356073>

[72] Dassault Systemes, D., 2014, *Abaqus Documentation*, Dassault Systemes, Providence, RI.

[73] J. Jing, F. Gao, J. Johnson, F.Z. Liang, R.L. Williams, and J. Qu, Simulation of dynamic fracture along solder–pad interfaces using a cohesive zone model, *Eng. Fail. Anal.*, vol. 16, no. 5, pp. 1579– 1586, Jul. 2009. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2008.10.019.

[74] E.S. Firoozabad, B.-G. Jeon, H.-S. Choi, and N.-S. Kim, Failure criterion for steel pipe elbows under cyclic loading, *Eng. Fail. Anal.*, vol. 66, pp. 515–525, 2016. DOI: 10.1016/j.engfailanal. 2016.05.012.

[75] Hillerborg, A., Modeer, M., and Petersson, P.-E., 1976, ' "Analysis of Crack formation and crack Growth in Concrete by Means of Fracture Mechanics and Finite Elements," *Cem. Concr. Res.*, 6(6), pp. 773–781.

[76] R. D. S. G. Campilho, M. F. S. F. de Moura and J. J. M. S. Domingues, *Int. J. Solids Struct.* 45, 1497–1512 (2008).

[77] Taylor, R.L, Beresford, P.J. and Wilson, E.L., A non-conforming element for stress analysis. *Int. J. Num. Meth. Engng.* 10 , 1211-1219 (1976).

[78] Amir SLAMENE, Mohamed MOKHTARI, Billel HAMZA, Sadek GOUASMI, Fatna TELLI, and Abderraouf OUSIDHOUM. Damage analysis of functionally graded materials: A finite element investigation utilizing the gurson-tvergaard-needleman (gtn) model for notched plates. *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, May 2024. ISSN 1539-7742. . URL <http://dx.doi.org/10.1080/15397734.2024.2353896>.

[79] S.Suresh, A. Mortensen. *Fundamentals of Functionally Graded Materials: Processing and Thermomechanical Behavior of Graded Metals and Metal-Ceramic Composites*. London: IOM Communications Ltd; 1998.

## BIBLIOGRAPHIE

---