



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



THÈSE

EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE

DOCTEUR EN SCIENCES

Spécialité : Mécanique

Option : Mécanique des Matériaux

Présenté par:

Mr BALTACH Abdelghani

***CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE
FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE.***

devant le Jury d'examen composé de :

M.BENGUEDIAB Mohamed	Pr	Président	UDL-SBA
M.AID Abdelkrim	Pr	Directeur de thèse	U. de Mascara
M.BACHIR BOULADJRA Belabbes	Pr	Co-dirercteur de thèse	UDL-SBA
M. AMINALLAH Laid	Pr	Examineur	U. de Mascara
M. BENDOUBA Mostefa	MCA	Examineur	U. de Mascara
M. BOUCHOUICHA Benattou	Pr	Examineur	UDL-SBA
M. DJEBLI Abdelkader	MCA	Invité	U. de Mascara

TABLE DE MATIERE

LISTE DES FIGURES

LISTE DES TABLEAUX

REMERCIEMENTS

DEDICACE

RESUME

INTRODUCTION GENERALE 1

Chapitre 1 Généralités Sur La Mécanique De La Rupture

INTRODUCTION..... 3

1. DESCRIPTION DE L'ENDOMMAGEMENT 6

2. MECANIQUE LINEAIRE ET NON-LINEAIRE DE LA RUPTURE 7

2.1 MODES DE RUPTURE 7

2.2 ÉTUDE D'UN MILIEU ELASTIQUE FISSURE 8

2.3 PLASTICITE CONFINEE 9

2.4 PLASTICITE ETENDUE 9

2.5 MODELE DE CALCUL DE ZONE PLASTIQUE SELON IRWIN 10

3. APPROCHE GLOBALE EN MECANIQUE DE LA RUPTURE..... 13

3.1 FACTEURS D'INTENSITE DES CONTRAINTES..... 13

3.2 TAUX DE RESTITUTION D'ENERGIE..... 13

3.3 L'INTEGRALE DE RICE (INTEGRALE J) 14

4. APPROCHE LOCALE 17

4.1 RUPTURE DUCTILE 17

4.1.1 Amorçage 17

4.1.2 Croissance 19

4.1.3 Coalescence..... 20

4.2 MODELE DE RICE ET TRACEY 21

4.3 MODELE DE GURSON -TVERGAARD ET NEEDLEMAN 21

5. CALCUL NUMERIQUE DES FACTEURS D'INTENSITE DE CONTRAINTES 22

5.1 LA METHODE DES ELEMENTS FINIS POUR LES STRUCTURES FISSUREES 22

5.2 EVALUATION DES FACTEURS D'INTENSITE DE CONTRAINTES PAR EXTRAPOLATION 23

5.3 ELEMENTS FINIS SPECIAUX : 24

5.4 CALCUL NUMERIQUE DU TAUX DE RESTITUTION D'ENERGIE 27

5.4.1 Expression de G comme invariant intégral de contour (l'intégrale J) 28

5.4.2 Avantages des méthodes numériques fondées sur l'approche énergétique 28

Chapitre 2 Etude Bibliographique Sur Les Matériaux Composites

INTRODUCTION..... 30

1. DEFINITION 31

2. CONSTITUTION DES MATERIAUX COMPOSITES.....	32
2.1 LES MATRICES :	32
2.1.1 Les matrices thermoplastiques.....	33
2.1.2 Les matrices élastomères :	34
2.1.3 Les matrices thermodurcissables :	34
2.2 LES RENFORTS :	35
2.2.1 Fibres d'origine minérale :.....	35
2.2.2 Fibres d'origine organique :.....	39
3. INTERFACE.....	42
4. LES MATERIAUX COMPOSITES STRUCTURAUX :.....	42
4.1 COMPOSITE STRATIFIE :	43
4.2 COMPOSITE SANDWICH.....	44
5. AVANTAGES DES COMPOSITES.....	45
6. APPLICATIONS DES MATERIAUX COMPOSITES.....	46
6.1 INDUSTRIE AEROSPATIALE :	46
6.2 INDUSTRIE DES TRANSPORTS TERRESTRES ET MARITIME.....	48
6.3 INDUSTRIE DES ARTICLES DE SPORT ET DE LOISIR	49

Chapitre 3 Réparation Par Patch Des Composants Fissurés Par Fatigue

Partie A

Aperçu Sur Les Méthodes De Réparation Des Composants Fissurés Par Fatigue

INTRODUCTION.....	50
1. PLASTIFICATION AU VOISINAGE DE LA FISSURE :.....	50
1.1 METHODE DE SURCHARGE :	51
1.2 EMPREINTE DE BILLES.....	53
1.3 GRENAILLAGE	54
2. FERMETURE DE FISSURE	57
2.1 METHODE D'INFILTRATION.....	57
2.2 COLLAGE D'UN PATCH COMPOSITE	58
3. MODIFICATION GEOMETRIQUE DU FOND DE FISSURE	61
3.1 TECHNIQUE DU MEULAGE	61
3.2 TECHNIQUE DE PERÇAGE D'UN TROU	62
3.3 METHODE DU PERÇAGE AVEC EXPANSION (COLD WORKING)	64

Partie B

Etat De L'art Sur La Reparation Par Patch En Composite

INTRODUCTION.....	69
1. EFFET DE TYPE D'ANALYSE.....	69
2. EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH ET DE L'ADHESIF	71

3.	EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES	74
3.1	EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES DU PATCH	74
3.2	EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES DE L'ADESSIF	76
3.3	L'ORIENTATION DES FIBRES DU COMPOSITE	77
3.4	LE NOMBRE DES COUCHE DU PATCH.....	78
4.	EFFET DE LA FORME DU PATCH	80
5.	EFFET THERMIQUE SUR LA PERFORMANCE DE REPARATION	82

Chapitre 4 Analyse Numérique Du Comportement Des Structures Fissurées Réparées Par Patch

PROBLEMATIQUE	84
INTRODUCTION.....	84
1. VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE	85
1.1 MODELE GEOMETRIQUE.....	85
1.2 PROPRIETES MECANIQUES	86
1.3 RAPPORT DE RIGIDITE.....	88
1.4 MODELISATION PAR ELEMENT FINIS	89
1.5 MAILLAGE PAR ELEMENTS FINIS ET CONDITIONS AUX LIMITES:	89
1.6 RESULTATS ET DISCUSSION.....	90
2. ANALYSE NUMERIQUE D'UNE PLAQUE CONTENANT UNE FISSURE CENTRALE INCLINEE DANS LE PLAN PERPENDICULAIRE A LA DIRECTION DU CHARGEMENT	92

CONCLUSION GENERALE

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

LISTE DES FIGURES

FIGURE 1.1 : MODES DE RUPTURE.....	7
FIGURE 1.2 : LES ZONES DE CHAMPS MECANIQUES.....	8
FIGURE 1.3 : PLASTICITE EN POINTE DE FISSURE.....	9
FIGURE 1.4 : CONTOURS DE LA ZONE PLASTIQUE EN MODE I SELON LES CRITERES DE PLASTICITE	11
FIGURE 1.5 : CONTOURS DES ZONES PLASTIQUES D'APRES LE CRITERE DE VAN MISES ($Y = 0.3$)	12
FIGURE 1.6 : CONTRAINTES EN POINTE DE FISSURE.....	13
FIGURE 1.7 : CONTOUR Γ DANS LA DEFINITION DE L'INTEGRAL J.....	15
FIGURE 1.8 : INTERPRETATION GEOMETRIQUE DE L'INTEGRALE J	17
FIGURE 1.9 : MODELE MICROSCOPIE DE RUPTURE DUCTILE	19
FIGURE 1.10 : MODELE GEOMETRIQUE POUR LA CROISSANCE D'UN VIDE	20
FIGURE 1.11: MAILLAGE AVEC « DOUBLE NŒUDS ».....	22
FIGURE 1.12: NOTATIONS POUR LE CALCUL DE K_I , K_{II} PAR EXTRAPOLATION AU NŒUD DOUBLE (B^+ , B^-)	24
FIGURE 1.13: INTERPOLATION UNIDIMENSIONNELLE SUR TROIS NŒUDS ($\{A,B,C\}$ OU $\{A,B_{\pm},C_{\pm}\}$) AVEC NŒUD (B OU B_{\pm}) AU QUART.	26
FIGURE 2.1 CONSTITUTION D'UN MATERIAU COMPOSITE	32
FIGURE 2.2 DIFFERENTES MATRICES DES MATERIAUX COMPOSITES.....	33
FIGURE 2.3 : FIBRE DE CARBONE [23].....	37
FIGURE 2.4 DIFFERENTES FIBRES DES MATERIAUX COMPOSITES	40
FIGURE 2.5 : PRESENTATION DE L'INTERFACE, MATRICE ET FIBRE [32].	42
FIGURE 2.6 : REPRESENTATION SCHEMATIQUE D'UN PLI [34].	43
FIGURE 2.7 : REPRESENTATION SCHEMATIQUE D'UN STRATIFIE MULTIDIRECTIONNEL [34].	43
FIGURE 2.8: REPRESENTATION SCHEMATIQUE D'UN STRATIFIE SYMETRIQUE ET EQUILIBRE [34]	44
FIGURE 2.9 : REPRESENTATION SCHEMATIQUE DES DIFFERENTS CONSTITUANTS STRUCTURE SANDWICH[34].	45
FIGURE 2.10 : REPARTITION DES MATERIAUX COMPOSITES DANS L'A380..A) SOURCE AIRBUS) ET DANS LE B787 .B), SOURCE BOEING) [34].	47
FIGURE 3.1 ILLUSTRATIONS DES MECANISMES DU RETARD APRES SURCHARGE ; A) CYCLE DE CHARGE ; B) SCHEMATISATION DE LA MORPHOLOGIE DE LA FISSURE. C) EVOLUTION DE LA VITESSE DE FISSURATION EN FONCTION DE A (MM) [40].	51

FIGURE 3.2 EFFET DU RAPPORT DE SURCHARGE R_{PIC} SUR LA VITESSE DE PROPAGATION DE LA FISSURE AVEC UN RAPPORT DE CHARGE $R = 0$, SELON H.TSUDKUDA [48].	52
FIGURE 3.3 EVOLUTION DU NOMBRE DE CYCLES AFFECTES PAR LE RETARD N_D EN FONCTION DU RAPPORT DE SURCHARGE R_{PIC} . [49].	53
FIGURE 3.4 VARIATION DU RAPPORT D'ASPECT DE FISSURE A / C EN FONCTION DE A [53].	54
FIGURE 3.5 RELATIONS ENTRE L'AMPLITUDE DE CONTRAINTE ET LE NOMBRE DE CYCLES POUR DECLANCHER L'INITIATION [53].	55
FIGURE. 3.6. EMLACEMENT DES REGIONS SOUMISES A GRENAILLER: A) DERRIERE LA POINTE DE FISSURE, (B) AUTOUR DE LA POINTE DE FISSURE, (C) DEVANT LA POINTE DE FISSURE ET (D) ADJACENTE A L'ENTAILLE DE DEMARREUR [42].	56
FIGURE 3.7 GEOMETRIE DU MODELE ETUDIE [56].	58
FIGURE 3.8 VARIATION DE FIC EN FONCTION DE LA LONGUEUR DES FISSURES A) VARIATION DE FIC ENTRE UNE STRUCTURE FISSURE REPAREE ET NON REPAREE [58] B) VARIATION DE FIC ENTRE UNE STRUCTURE FISSUREE REPAREE D'UN SEUL, DE DEUX COTES ET NON REPAREE [56].	59
FIGURE 3.9 FIC MOYEN EN FONCTION DE A/W POUR UNE FISSUREE REPAREE D'UN SEUL, DE DEUX COTES ET NON REPAREE [59].	60
FIGURE 3.10 DUREE DE VIE D'UNE PLAQUE FISSUREE REPAREE ET NON REPAREE [60].	61
FIGURE. 3.11 SCHEMA DE PRINCIPE DU MEULAGE.	62
FIGURE 3.12 PERÇAGE EN FOND DE FISSURE.	62
FIGURE 3.13 CONFIGURATIONS EQUIVALENTES D'ENTAILLES [66]	63
FIGURE 3.14 EFFET DU DIAMETRE DE TROU SUR LA DUREE DE VIE D'UN ALLIAGE D'ALUMINIUM 6061-T651 [67]	64
FIGURE 3.15 PROCESSUS DE L'EXPANSION [69].	65
FIGURE 3.16 PHENOMENE DU PROCESSUS DE L'EXPANSION DU PERÇAGE [70].	65
FIGURE 3.17 COURBE D'INITIATION DES FISSURES EN FONCTION DE NOMBRES DES CYCLES [71].	66
FIGURE 3.18 COMPARAISON ENTRE LES RESULTATS THEORIQUES ET LES RESULTATS EXPERIMENTAUX POUR DIFFERENTES CONDITIONS DE CHARGEMENT [71].	67
FIGURE 3.19 COURBE S-N DES RESULTATS EXPERIMENTAUX DE FATIGUE [72].	67
FIGURE. 3.20 VALEURS DE FIC NORMALISE EN FONCTION DU CHARGEMENT APPLIQUEE POUR UNE GEOMETRIE LINEAIRE ET NON LINEAIRE [44]	70
FIGURE 3.21. A) MODELE ANALYSE B) EVOLUTION DE FIC EN FONCTION DES PARAMETRES GEOMETRIQUES (H_P ET W_P) DU PATCH [73].	72
FIGURE 3.22. A) EVOLUTION DE FIC EN FONCTION DES EPAISSEURS DE PATCH B) EVOLUTION DE FIC EN FONCTION DES EPAISSEURS D'ADHESIF [73].	73

FIGURE 3.23 MODELE GEOMETRIQUE DE LA STRUCTURE PATCHEE POUR LE MODE DE RUPTURE II [78]	73
FIGURE 3.24 GEOMETRIE DE LA PLAQUE PATCHEE [78]	74
FIGURE 3.25 VARIATION DU FIC EN FONCTION DE LA LONGUEUR DE FISSURE. [78]	75
FIGURE 3.26. EFFET DE MODULE DE CISAILLEMENT DE L'ADESSIF SUR LES VALEURS DE FIC BACHIR02 [58].	76
FIGURE 3.27. EVOLUTION DE FIC EN FONCTION DE MODULE DE CISAILLEMENT DE L'ADESSIF [58].....	77
FIGURE 3.28. L'EFFET DE L'ORIENTATION DES FIBRES D'UN PATCH OCTOGONAL SUR LE FIC [75]	78
FIGURE 3.29GEOMETRIE ET CHARGEMENT DE LA STRUCTURE PATCHEE D'UN SEUL COTE [77].....	79
FIGURE 3.30. VARIATION DE LA LONGUEUR DE FISSURE EN FONCTION DE NOMBRE DE CYCLES POUR UN PLAQUE REPAREE ET NON REPAREE A) T=2.29 MM. B) T=6.35MM. [77]	80
FIGURE 3.31. ÉVOLUTION DE FIC EN FONCTION DE L'ANGLE D'INCLINAISON β° POUR DIFFERENTES FORMES DE PATCH [84].....	81
FIGURE 3.32. ÉVOLUTION DE FIC EN FONCTION DE L'ANGLE D'INCLINAISON β° POUR DIFFERENTES FORMES DE PATCH [85].....	82
FIGURE 3.33. COMPARAISON DE FIC EN FONCTION DE LA LONGUEUR DE FISSURE ENTRE $\Delta T=0^\circ$ ET $\Delta T=100^\circ$ [85].....	83
FIGUE. 4.1 DEVELOPPEMENT DU FRONT D'UNE FISSURE DE FATIGUE [87].	84
FIGUE. 4.2 MODELE GEOMETRIQUE D'EPROUVETTE A UNE FISSURE CENTRALE REPARE (LES DIMENSIONS SONT EN MM) [78].....	86
FIGUE. 4.3 COURBE CONTRAINTE-DEFORMATION D'ALUMINIUM 2024 T3 [90]..	88
FIGUE. 4.4 MODELE EF DE LA PLAQUE REPAREE : (A) CONDITIONS AUX LIMITES ; (B) MODELE ET MAILLAGE TYPIQUE DE 1/4 DE LA PLAQUE REPAREE ; (C) MAILLAGE AUTOUR DE LA POINTE DE FISSURE.....	90
FIGUE. 4.5 EVOLUTION DU FIC EN FONCTION DE LA LONGUEUR DE FISSURE POUR UNE STRUCTURE FISSUREE NON REPAREE.....	91
FIGUE. 4.6 MODELE EF DES PLAQUES ETUDIES POUR $\theta = 0^\circ$ (FRONT DE FISSURE EST PARALLELE A LA DIRECTION DE L'ÉPAISSEUR).	92
FIGUE. 4.8 VARIATION DE K_I EN FONCTION DE LA LONGUEUR DE FISSURE POUR LES EPROUVETTES PATCHEES ET NON PATCHEES	93
FIGUE. 4.8 VARIATION DU FACTEUR D'INTENSITE DE CONTRAINTE FIK SUR LE LONG DE L'ÉPAISSEUR POUR DIFFERENTES LONGUEURS DE FISSURE UNIFORME (INCLINAISON DE 0°).....	94
FIGUE. 4.9 MODELES EF DES PLAQUES ETUDIES POUR $\theta \neq 0^\circ$ (FRONT DE FISSURE EST INCLINE DANS LE PLAN PERPENDICULAIRE A LA DIRECTION DE CHARGEMENT).....	95

FIGUE. 4.10 IMAGE ISO DES REPARTITIONS DE CONTRAINTES AU VOISINAGE DU FRONT DE FISSURE POUR DIFFERENTES CONFIGURATIONS.....	95
FIGUE. 4.11 FACTEURS D'INTENSITE DE CONTRAINTE SUR LE LONG DU FRONT DES FISSURES INCLINES POUR DIFFERENTES LONGUEURS DE FISSURES.	97
FIGUE. 4.12 TENDANCES DE LA DISTRIBUTION DU FIC LE LONG DU FRONT DE FISSURE POUR DIFFERENTES INCLINAISONS	98
FIGUE.4.13 DEPLACEMENTS D'OUVERTURE FISSURENT A TRAVERS L'EPAISSEUR DE PLUSIEURS INCLINAISONS DU FRONT DE FISSURE θ	99
FIGUE. 4.14 FIC MOYEN PAR RAPPORT A L'ANGLE D'INCLINAISON SUR LE PAN DE FISSURE POUR DIFFERENTES LONGUEURS DE FISSURE.	100

LISTE DES TABLEAUX

TABLEAU 2.1 : CATEGORIES DE FIBRES DE CARBONE SELON LEURS CARACTERISTIQUES MECANQUES [29].....	38
TABLEAU 2.2 : PROPRIETES DE QUELQUES ELEMENTS RENFORTS [29], [30]	41
TABLEAU 3.1 DUREE DE VIE EN FATIGUE N EN KILOCYCLES POUR LA PROPAGATION. [52]	54
TABLEAU 3.2 DIMENSIONS ET PROPRIETES DES MATERIAUX [56].....	59
TABLE 3.3 DIMENSIONS ET PROPRIETES DES MATERIAUX [78].....	75
TABLE 3.4 DIMENSIONS DE LA PLAQUE, L'ADHESIF ET LES COUCHES DU PATCH. [77]	79
TABLE 3.5 PROPRIETES ELASTIQUES ET THERMIQUES DES MATERIAUX. [85] ..	82
TABLE 4.1 PROPRIETES DES MATERIAUX.....	87
TABLEAU 4. 2 COMPOSITION CHIMIQUE DE L'ALUMINIUM 2024-T3 [89].....	87
TABLEAU 4.3 COMPARAISON DES FIC POUR LES EPROUVETTES NON PATCHES	91

REMERCIEMENTS

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

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

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

Je remercie tout autant Monsieur **BENQUEDIAB Mohammed**, Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés pour avoir accepté de rapporter et présider le jury de ma thèse. C'est un honneur et un encouragement fort à poursuivre mon activité d'enseignant chercheur.

Mes sincères remerciements vont également à Monsieur **Bouchouicha Benattou**, Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés, à Monsieur **AMINALLAH Laid**, Professeur à l'Université Mustapha Stambouli de Mascara et Monsieur **BENDOUBA Mostefa**, Maître de conférences à l'Université Mustapha Stambouli de Mascara, qui m'ont fait l'honneur d'être rapporteurs de ma thèse, et qui ont consacré de leur précieux temps à l'examen et à l'évaluation de mon travail. Je les remercie vivement pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail afin de l'expertiser avec une grande efficacité et une grande rapidité, ainsi que pour la patience et la pertinence dont ils ont fait preuve à la lecture de ce document.

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

Enfin, je tiens à remercier tous les membres de ma famille surtout ma mère et ma femme dont les encouragements ont été indispensables pour que je puisse achever cette thèse de Doctorat.

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

L'esprit de Mon père et à Ma mère

RESUME

La réparation des structures endommagées par fatigue par l'utilisation du collage de patch en composite est un processus efficace et économique pour préserver les structures et augmenter leur durée de vie. De nombreux travaux se font actuellement pour améliorer cette technique. Dans ce travail une simulation numérique non-linéaire en 3-D par éléments finis a été réalisée pour analyser le comportement du front de fissure et déterminer l'évolution du facteur d'intensité de contraintes pour une plaque en alliage d'aluminium contenant une fissure centrale, réparée asymétriquement avec un patch composite. Selon les observations expérimentales, le front de fissure a été modélisé comme une forme inclinée à partir de l'état initial où le front de fissure est droit et parallèle à la direction de l'épaisseur du côté de patché vers le côté non patché.

Mots-clés : Réparation par patch composite, facteur d'intensité de contraintes, front de fissure, les éléments finis, alliage d'aluminium, fatigue.

الملخص

إن عملية إصلاح الهياكل المعدنية المتضررة بالكامل عن طريق استخدام مواد مركبة ملصقة يعتبر تقنية فعالة واقتصادية للحفاظ عليها وزيادة مدة حياتها. هناك الكثير من البحوث التي قامت على أساس تحسين هذه التقنية. هدفنا من هذه الرسالة هو تحليل سلوك حد الشق وذلك بتحديد تطور معامل شدة الاجهادات باستعمال المحاكاة الرقمية الغير خطية الثلاثية الأبعاد بالاعتماد على العناصر المنتهية لصفحة ألومنيوم بها شق في منتصفها مصلحة تصليحا غير متماثلا بمواد مركبة ملصقة. ووفقا للملاحظات التجريبية تم تمثيل حد الشق بشكل مائل انطلاقا من الحالة الابتدائية أين يكون حد الشق أفقيا موازيا لوجهة سمك الصفحة من الجهة المصلحة باتجاه الجهة الغير مصلحة.

الكلمات المفتاحية: إصلاح باستعمال مواد مركبة ملصقة، معامل شدة الإجهاد، حد الشق، العناصر المنتهية، سبائك الألومنيوم، الكلل.

INTRODUCTION GENERALE

Dans le domaine aéronautique, les composants mécaniques sont soumis à des sollicitations cycliques, au cours de leur fonctionnement. Une rupture survient au bout d'un certain nombre de cycles. Lorsqu'une structure mécanique présente une fissure de fatigue, un contrôle continu de suivi de sa propagation est souvent nécessaire afin d'intervenir avant que celle-ci n'atteigne une taille critique. Le remplacement de la structure fissurée est parfois coûteux ou tout simplement non réalisable, car elle n'est pas disponible dans un délai raisonnable. Pour ces raisons, les industriels sont amenés à rechercher une méthode de réparation fiable et économique permettant de maintenir la structure en service et en toute sécurité pour une durée de vie limitée. Plusieurs techniques de réparation ont été élaborées. Une consiste en un collage du patch en composite, ce qui tendre à renforcer la structure fissurée par le changement de leur comportement à la pointe de la fissure et par conséquent l'augmentation de la durée de vie totale. Plusieurs études expérimentales, de modélisation ou de simulations numériques ont été entreprises en vue de mieux cerner l'évaluation de la durée de vie résiduelle des composants mécaniques. Généralement, la prévision de cette durée de vie est basée sur la notion du facteur d'intensité des contraintes.

Le travail que nous présentons ici consiste à simuler numériquement en 3D par la méthode des éléments finis pour analyser le comportement du front de fissure d'une plaque ayant une fissure centrale en aluminium, réparée asymétriquement avec un patch composite. Selon les observations expérimentales, le front de fissure a été modélisé comme une forme inclinée à partir de l'état initial où le front de fissure est droit et parallèle à la direction de l'épaisseur du côté patché vers le côté non patché.

Le présent rapport de thèse est organisé en quatre chapitres :

1. Le premier chapitre fait état des travaux bibliographiques portant sur la mécanique de la rupture et le rôle des approches globales et les approches locales pour l'analyse de comportement des structures en rupture.

2. Le deuxième chapitre est consacré à l'étude des matériaux composites. Il concerne la performance d'un matériau composé, les types et l'origine de ses constituants. Et en termine ce

chapitre par les avantages des matériaux composites et leur utilisation dans les différents domaines

3. Le troisième chapitre est divisé en deux parties, la première partie présente les différentes techniques de réparation des structures fissurées. Ces techniques permettent l'extension de la durée de vie d'une structure fissurée sollicitée en fatigue. La deuxième partie présente un état de l'art sur la réparation par le collage du patch en composite ; dans cette partie nous présentons l'effet des différents paramètres mécaniques et géométriques sur la valeur de facteur d'intensité des contraintes et par conséquent la qualité de réparation

4. Le quatrième chapitre traite une structure en aluminium contenant une fissure centrale ayant subi une réparation utilisant la technique de collage d'un patch en composite. Il s'agit d'une simulation numérique en 3D basée sur la méthode des éléments finis. On recherche à déterminer les valeurs de facteur d'intensité des contraintes.

CHAPITRE 1 GENERALITE SUR LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

INTRODUCTION

Grâce aux progrès réalisés dans le domaine de la mise en forme des métaux durant les trois derniers siècles, le fer et l'acier ont progressivement remplacé le bois et le ciment comme matériaux structuraux de base. Malgré leurs hautes caractéristiques, les structures réalisées à partir de ces matériaux ont connu des accidents importants dès le milieu du 19^{ème} siècle. L'origine de ces accidents était la rupture inattendue de composants critiques de ces structures. L'un des premiers incidents enregistré sur une structure importante fut la rupture d'une chaîne du pont suspendu Montrose en Mars 1830 en Grande Bretagne. Depuis, il y a eu un nombre important d'effondrements de ponts, dont le King's Bridge à Melbourne (1962) ou encore le Point Pleasant Bridge en Virginie (1967). Les accidents ferroviaires dus à une rupture brutale des essieux, des roues ou encore des rails ont également été très nombreux. Entre 1860 et 1870, le nombre de personnes victimes d'accidents de train en Grande Bretagne s'élevait environ à 200 par an. De nombreux accidents intervinrent également sur des pipelines, des pétroliers, ou encore sur des avions. En 1950, 2 avions Comet se sont brisés à haute altitude à cause d'un problème de rupture par fatigue sur les trous des rivets près des hublots, lesquels étaient de forme carrée ! Ces risques d'accidents étaient d'autant plus grands que l'utilisation d'alliages à hautes caractéristiques mécaniques (ténacité, rigidité...), permettant la réalisation de structures de plus en plus complexes et sollicitées, a énormément augmenté. En fait, les estimations de tenue des structures, fondées sur les caractéristiques mécaniques classiques, ne tenaient pas compte de la ténacité des matériaux en conditions réelles de service, et les chercheurs étaient alors incapables d'expliquer le phénomène de rupture brusque sous des sollicitations bien inférieures à celles de la limite d'élasticité.

Si Griffith est souvent cité comme le premier chercheur à avoir introduit la mécanique de la rupture (en tant que science), ces travaux restent basés sur des études antérieures. On peut notamment citer l'article de Wieghardt, paru en 1907 et traduit en anglais [01], dans lequel l'existence de la singularité du champ des contraintes en pointe de fissure dans un matériau élastique linéaire fut reconnue.

A partir de ces résultats, Griffith [02] s'est intéressé en 1920 au problème de la rupture, dans un milieu élastique fissuré, d'un point de vue énergétique. Il a ainsi mis en évidence une

variable (appelée plus tard taux de restitution d'énergie) caractérisant la rupture, et dont la valeur critique est une caractéristique du matériau. Viennent ensuite les premiers développements théoriques d'analyse des champs de contraintes et de déformations au voisinage d'une fissure en élasticité. Ces études, menées notamment par

Sneddon I. N [03], puis [04] en 1957, ont permis de définir les facteurs d'intensité de contraintes, caractérisant l'état de sollicitation de la région dans laquelle la rupture se produit.

Entre 1960 et 1980, la mécanique de la rupture connaît un grand succès scientifique, avec notamment l'apparition de la mécanique non linéaire de la rupture qui a permis de mieux prendre en compte le comportement plastique des matériaux. De nombreux travaux sont publiés à cette période ; on peut citer par exemple [05] et [06] qui introduisent la notion d'intégrales indépendantes du contour telles que l'intégrale J , dont les propriétés ont permis de caractériser la ténacité d'un matériau lorsque la plasticité n'est plus confinée à la pointe de fissure. C'est également à cette période que les premiers travaux concernant la mécanique de la rupture dans les matériaux multicouches sont réalisés [07,08].

Tous les développements théoriques réalisés à cette époque ont permis de déterminer la forme exacte de la singularité, et des champs asymptotiques en pointe de fissure nécessaires à l'analyse et à l'interprétation des résultats expérimentaux. De plus, ils représentent une solution précise à de nombreux problèmes de géométries simples, et peuvent donc être utilisés comme solutions approchées pour des problèmes plus complexes.

L'apparition de la méthode des éléments finis a permis d'étudier la mécanique de la rupture d'un point de vue numérique, proposant ainsi des solutions plus précises à des problèmes plus complexes. Apparurent alors une multitude de méthodes permettant de calculer les facteurs d'intensité de contraintes, le taux de restitution d'énergie, ou encore de découpler les différents modes de rupture. Parmi ces nombreuses méthodes, les plus facilement implémentables donnent bien souvent des résultats approchés, ou dépendants du maillage, alors que les autres nécessitent des techniques éléments finis avancées.

La mécanique de la rupture couvrant un domaine extrêmement vaste, nous commencerons par spécifier de façon précise le cadre de l'étude. Puis nous introduirons les notions fondamentales liées aux approches locales et globales en mécanique linéaire de la rupture. Cela nous amènera à faire un tour d'horizon des différentes méthodes numériques utilisées pour le calcul de grandeurs caractéristiques telles que les facteurs d'intensité de

contraintes, ou le taux de restitution d'énergie (intégrale J en elastoplasticité).

La mécanique de la rupture a globalement pour objectif de prévoir le comportement des fissures susceptibles de se trouver dans tous composants industriels soumis à des sollicitations mécaniques

La mécanique linéaire de la rupture a tout d'abord été étudiée. Elle concerne les matériaux dont le comportement est élastique linéaire. Compte tenu de cette linéarité, ainsi que de la possibilité d'appliquer les théorèmes de superposition, les calculs sont relativement simples à réaliser. Dans le cadre de travaux sur des matériaux fragiles comme le verre, les chercheurs du milieu du siècle ont ainsi pu déterminer une grandeur scalaire notée K qui caractérise les champs de contraintes et de déformations au voisinage de la fissure. Ce paramètre a permis d'établir un critère (K critique) pour déterminer l'amorçage de la propagation et a pu être relié à l'énergie libérée par la fissure au cours de sa propagation.

Au cours des années 70, de nombreuses études ont porté sur la recherche d'un paramètre permettant d'étendre la mécanique de la rupture au comportement élasto-plastique des matériaux.

Parmi les différents paramètres, l'intégrale de contour J, dont la paternité est attribuée à RICE [05] mais reste discutée [09, 10], a connu un large succès en raison de la facilité de mise en œuvre et de ses propriétés numériques, à savoir une énergie obtenue par une simple intégrale de contour, indépendante de celui-ci.

L'interprétation analytique de cette intégrale, a permis à [11] d'associer J à un critère d'amorçage (J critique), qui fut étendu à la propagation ductile par la suite via les courbes de résistance à la déchirure J- Δa .

Ces propositions d'applications et les propriétés numériques de J sont à l'origine de la situation de quasi-monopole dont bénéficie actuellement cette intégrale dans les laboratoires, comme en témoignent les normes en vigueur. Pourtant depuis les premiers travaux prometteurs, il est clairement apparu que les grandeurs définies à partir de J, et supposées intrinsèques au matériau, souffrent d'un problème de transférabilité des éprouvettes de caractérisation aux structures.

Une explication de ces phénomènes a été apportée grâce à l'approche globale à deux paramètres, associant à J un second paramètre représentatif du degré de confinement de la

plasticité dans la structure. En effet, de ce confinement dépend la sollicitation du matériau en pointe de fissure et de son évolution. Ce second paramètre est déterminé directement à partir du champ de contrainte calculé numériquement ou par comparaison de ce champ à un champ de référence.

Pour aller plus loin, d'autres auteurs se sont intéressés à l'énergie dissipée par les mécanismes de la rupture en déchirure ductile. Certaines de ces études sur la modélisation énergétique de la déchirure seront présentées, notamment les travaux de Turner, qui semblent être les plus avancés sur le sujet.

Une autre approche, nommée 'approche locale', a connu un succès important ces dernières années grâce, en partie, au progrès des capacités de calcul. Elle a pour ambition de prévoir la propagation et la rupture en tenant compte des mécanismes d'endommagement dans le comportement du matériau en pointe de fissure. Cette démarche est radicalement différente des autres car elle ne s'appuie pas sur le calcul d'une grandeur énergétique telle que J . Les différents modèles proposés pour la déchirure ductile seront présentés, mettant en évidence leurs possibilités mais aussi leurs inconvénients.

Il est important d'insister sur le fait que cette bibliographie ne s'intéresse qu'aux études menées sur la déchirure ductile, à savoir la propagation stable de fissure sous chargement monotone croissant dans un matériau ductile. Nous nous limiterons également au cas d'une fissure sollicitée en mode I (Contrainte d'ouverture normale au plan de fissuration).

1. DESCRIPTION DE L'ENDOMMAGEMENT

L'endommagement recouvre l'ensemble des phénomènes de création de nouvelles surfaces libres, microfissurations, au sein d'un matériau sous l'effet d'une sollicitation. C'est dans ou au voisinage des inclusions quand il y en a qu'apparaît le plus souvent l'endommagement. La dureté de la matrice influence le mode d'endommagement montre que dans les matrices molles, la décohésion domine alors que dans les matrices dures, le mécanisme majoritaire est la rupture des particules. La ductilité de la matrice favorise donc, semble-t-il, la décohésion. Les micro-hétérogénéités sont donc des sites privilégiés étant à la fois des points faibles du matériau (phases souvent fragiles dans une matrice ductile) mais également des sources de forte concentration de contraintes.

Dans un processus d'endommagement on distingue généralement trois étapes: l'amorçage, l'extension par l'ouverture des microfissures créées, la rupture, par coalescence des cavités, puis par percolation d'une fissure dominante.

2. MECANIQUE LINEAIRE ET NON-LINEAIRE DE LA RUPTURE

La mécanique de la rupture se propose de décrire les étapes d'amorçage et de propagation de la fissuration. Selon le comportement du matériau durant la propagation d'une fissure, on peut être confronté à deux types de rupture :

Rupture fragile, en l'absence de déformation plastique significative (mécanique linéaire de la rupture) ;

Rupture ductile, en présence de déformation plastique non négligeable (mécanique non linéaire de la rupture). Dans ce cas, suivant l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure, on différencie le cas de la plasticité confinée, de celui de la plasticité étendue.

2.1 MODES DE RUPTURE

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

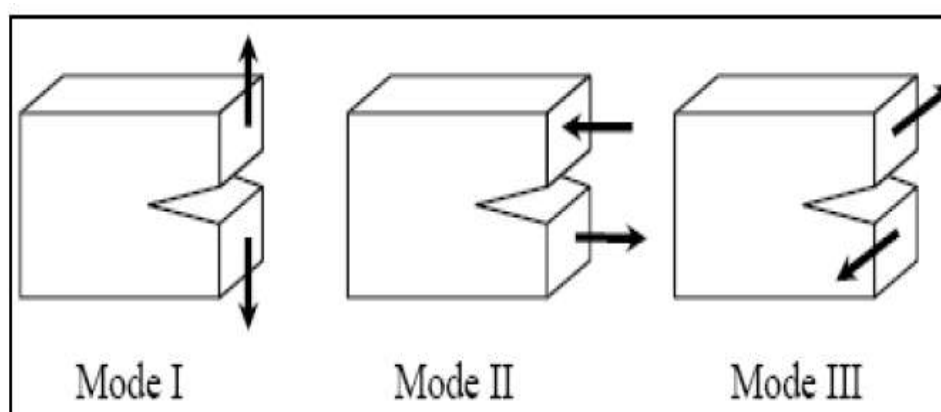


Figure 1.1 : Modes de rupture

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

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

2.2 ÉTUDE D'UN MILIEU ELASTIQUE FISSURE

Dans un milieu élastique fissuré, la région proche de la pointe de fissure peut être décomposée en trois zones [12] (Figure 1.2) :

- Zone 1 : La zone d'élaboration : au voisinage direct de la pointe de fissure, l'étude de cette zone (considérée comme ponctuelle d'un point de vue mécanique) est très complexe dans la mesure où les contraintes tendent vers l'infini (d'un point de vue théorique) à la pointe de fissure ;
- Zone 2 : La zone singulière : dans cette zone, le champ de contrainte présente une singularité en $r^{-1/2}$;
- Zone 3 : La zone des champs lointains : extérieure aux deux précédentes, elle raccorde la zone singulière aux conditions aux limites de chargement et déplacement.

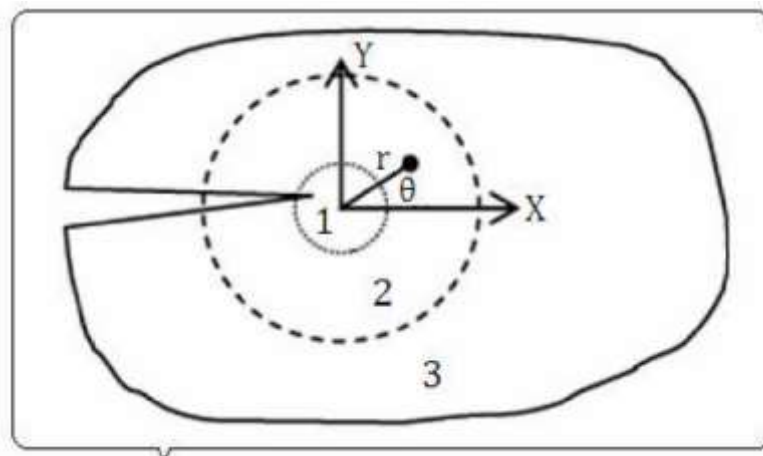


Figure 1.2 : Les zones de champs mécaniques

C'est la singularité d'ordre $-1/2$ dans la zone singulière qui caractérise la solution obtenue en élasticité pure. Cette solution n'est malheureusement pas physiquement réaliste. En fait, les contraintes en pointe de fissure sont « écrêtées » par la plasticité (Figure 1-3) [13].

De plus, la signification énergétique de la rupture proposée par Griffith devient plus ambiguë, dans la mesure où elle consiste à représenter la propagation de fissure comme un déchargement. Or, en plasticité, Une partie de l'énergie est dissipée (phénomène irréversible)

et on ne peut donc pas toujours évaluer la fraction d'énergie « disponible » pour la propagation.

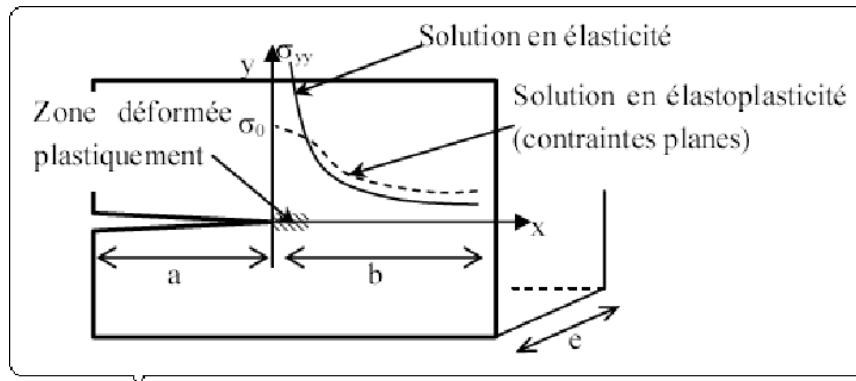


Figure 1.3 : Plasticité en pointe de fissure

2.3 PLASTICITE CONFINEE

La concentration de contraintes en pointe de fissure créant une plastification locale, il est nécessaire que la taille de cette zone reste petite par rapport à la longueur de la fissure, et aux dimensions de la structure, de façon à ne pas trop perturber la distribution élastique des contraintes. A titre d'exemple, la norme ASTM impose aux éprouvettes utilisées pour le calcul de la ténacité la condition suivante :

$$\min(e, a, b) \geq \frac{5}{2} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_0} \right)^2 \quad (I.1)$$

Où σ_0 est la limite élastique, et K_{IC} la ténacité du matériau.

Lorsque c'est le cas, on peut continuer à utiliser les concepts de la mécanique linéaire de la rupture.

Plusieurs modèles proposent de déterminer la taille de la zone plastique en pointe de fissure : modèles d'Irwin, et de Dugdale-Barenblatt qui sont détaillés par [13,14].

2.4 PLASTICITE ETENDUE

La plasticité étendue est le domaine pour lequel la taille de la zone plastique n'est plus négligeable devant la longueur de la fissure ou la dimension du ligament. Elle s'inscrit dans le cadre de la mécanique de la rupture à comportement non linéaire, et son étude n'est que très récente. Si en élasticité linéaire, la singularité est d'ordre $-1/2$, elle est plus faible en plasticité, et vaut $-n/(n+1)$, où n , le coefficient d'érouissage du matériau, est compris entre 0 et 0,2. La

zone d'élaboration définie en élasticité linéaire est remplacée par un champ de déformation qui ne dépend que de la limite d'élasticité en cisaillement et de l'orientation par rapport à l'axe de la fissure.

A la pointe de la fissure, l'émoussement conduit à des contraintes finies. Plus loin de l'extrémité de la fissure (zone de champs semi-lointains), la distribution des contraintes et des déformations peut être approchée par la solution asymptotique proposée par [15,16].

Même si l'étude de la mécanique non linéaire de la rupture est en plein essor actuellement, la majorité des résultats obtenus d'un point de vue numérique concernent la mécanique linéaire de la rupture. Il est souvent difficile de différencier les méthodes applicables à tout type de matériau, ou uniquement aux matériaux élastiques. Sauf indications contraires, notre étude sera donc basée sur une analyse élastique du champ des contraintes, en admettant les hypothèses générales de l'élasticité linéaire classique, mais en tolérant néanmoins l'existence d'une zone de plasticité sous la condition suivante : cette zone doit à la fois être confinée et de dimension constante.

Les ruptures obtenues par fatigue, par choc thermique, ou par corrosion couvrent également un domaine de recherche important, mais elles ne seront pas abordées dans ce manuscrit.

De plus, notre étude est volontairement restreinte aux fissures planes, et supposées rectilignes par morceaux. Enfin, nous nous placerons, dans ce mémoire, dans le cas de matériaux homogènes et isotropes.

On peut alors distinguer deux approches concernant l'étude de la zone singulière :

Une approche locale, caractérisée par une étude des champs de contrainte et de déformation au voisinage du front de fissure ;

Une approche globale (ou énergétique), caractérisée par l'étude du comportement global de la structure fissurée sur le plan énergétique.

2.5 MODELE DE CALCUL DE ZONE PLASTIQUE SELON IRWIN

Le calcul des contraintes de Von Mises à partir des formules de la solution asymptotique conduit à des contours décrits sur la figure 1.4 et 1.5 et aux équations suivantes pour

$$0 \leq \theta \leq \pi :$$

Pour le mode I en contrainte plane :

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_0^2} \left[1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] \quad (\text{I. 2})$$

en déformation plane :

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_0^2} \left[\frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1-2\nu)^2 (1 + \cos \theta) \right] \quad (\text{I. 3})$$

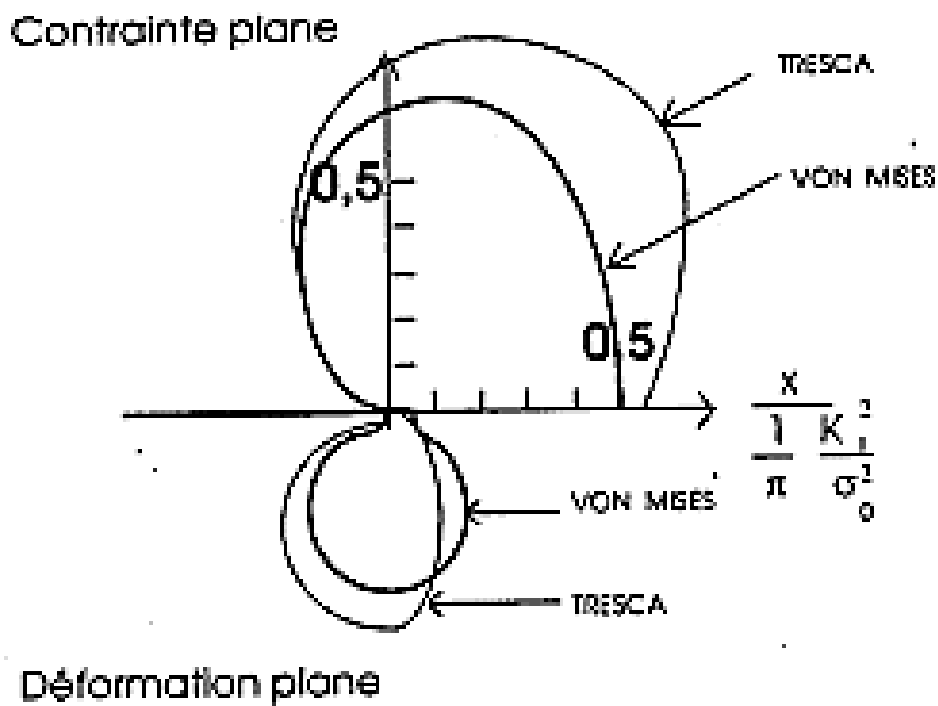


Figure 1.4 : Contours de la zone plastique en mode I selon les critères de plasticité

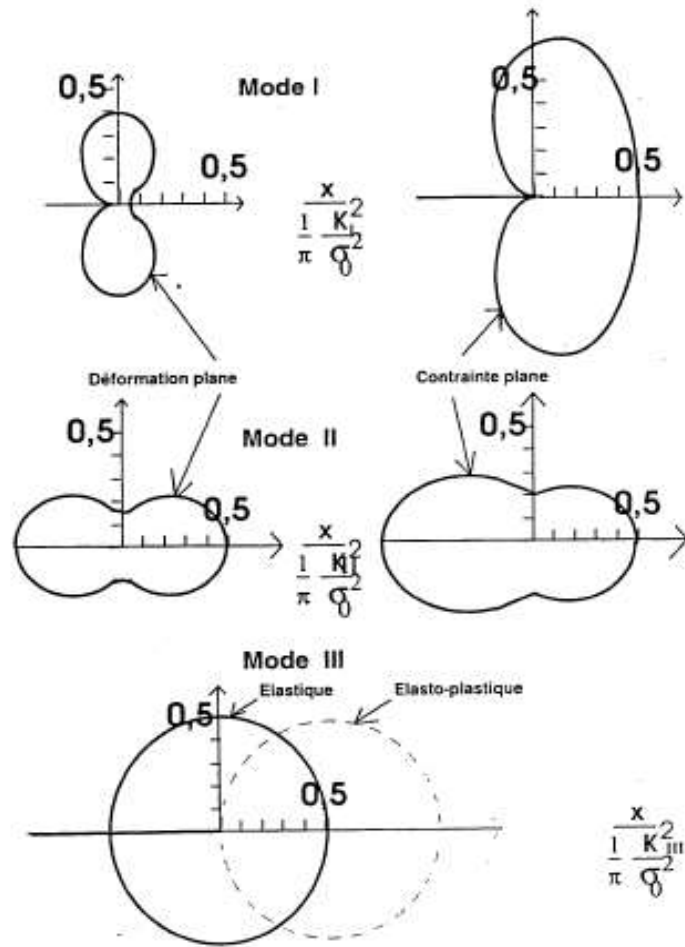


Figure 1.5 : Contours des zones plastiques d'après le critère de Van Mises ($\nu = 0.3$)

Pour le mode II en contrainte plane :

$$r_p(\theta) = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[3 - 8\sin^2 \frac{\theta}{2} + 9\sin^4 \frac{\theta}{2} \right] \quad (\text{I. 4})$$

En déformation plane :

$$r_p(\theta) = \frac{K_{II}^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[3 - (8 + 4\nu - 4\nu^2)\sin^2 \frac{\theta}{2} + 9\sin^4 \frac{\theta}{2} \right] \quad (\text{I. 5})$$

Pour un matériau obéissant au critère de plasticité de Tresca, les contours sont donnés par :

Pour le mode I en contrainte plane :

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \left[\cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \right]^2 \quad (\text{I. 6})$$

En déformation plane : le plus grand de :

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \left[1 - 2\nu + \sin \frac{\theta}{2} \right]^2 \quad \text{et} \quad r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_0^2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \quad (\text{I. 7})$$

3. APPROCHE GLOBALE EN MECANIQUE DE LA RUPTURE

3.1 FACTEURS D'INTENSITE DES CONTRAINTES

En mécanique élastique linéaire de la rupture, le premier terme du développement limité des champs de contraintes et de déformations en pointe de fissure est proportionnel au facteur

$$\begin{cases} \sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi \cdot r}} f_{ij}(\theta) \\ \varepsilon_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi \cdot r}} g_{ij}(\theta) \end{cases} \quad (\text{I. 8})$$

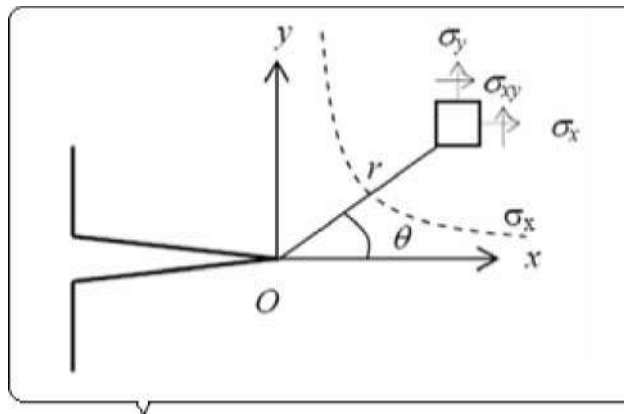


Figure 1.6 : Contraintes en pointe de fissure

Le facteur K rassemble les influences des forces appliquées, de la géométrie et de la longueur de fissure. Cependant cette notion n'est valable que pour un comportement élastique linéaire, or le phénomène de déchirure fait intervenir la plasticité.

3.2 TAUX DE RESTITUTION D'ENERGIE

Dans le cas où l'énergie cinétique est négligée, la puissance mécanique disponible pour ouvrir une fissure de surface A est égale à la variation de l'énergie potentielle totale V , résultat de la variation de l'énergie élastique stockée dans la structure et de la variation d'énergie liée aux forces extérieures. Cette contribution mécanique est appelée *taux de restitution d'énergie*. Elle peut se définir quel que soit le type de comportement. Son unité est le joule/m².

$$G = -\frac{\partial \nu}{\partial A} \quad (\text{I. 9})$$

Cette énergie sert à créer de nouvelles surfaces libres, ce qui implique des apports d'énergie. En appelant γ^s l'énergie spécifique de rupture par unité de surface, il est donc nécessaire pour que la fissure se propage que la contribution mécanique équilibre au moins l'énergie dissipée (théorie de Griffith pour la rupture fragile), soit dans un milieu plan d'épaisseur unité :

$$- \text{propagation si :} \quad G - 2\gamma^s \geq 0 \quad (\text{I. 10})$$

$$- \text{arrêt si :} \quad 0 \geq G - 2\gamma^s \quad (\text{I. 11})$$

Si le matériau est élastique, et dans le cas où les forces de volume sont négligées, l'expression de l'énergie potentielle se réduit à deux termes, le premier correspondant à l'énergie de déformation élastique (dans le volume V du solide), le second au travail des forces extérieures appliquées en surface, (force F^d sur les frontières où la force est imposée SF) :

$$\nu = \frac{1}{2} \int_V \sigma : \varepsilon dv - \int_{SF} \underline{F}^d \cdot \underline{u} ds \quad (\text{I. 12})$$

L'application du théorème de la divergence au terme volumique permet de le transporter en surface (théorème "du travail"), le terme obtenu se partageant ensuite sur les surfaces à force et déplacement imposés (u^d) :

$$\frac{1}{2} \int_V \sigma : \varepsilon dv = \frac{1}{2} \int_S \underline{F} \cdot \underline{u} ds = \frac{1}{2} \int_{SF} \underline{F}^d \cdot \underline{u} ds + \frac{1}{2} \int_{Su} \underline{F} \cdot \underline{u}^d ds \quad (\text{I. 13})$$

Le calcul de G s'effectue par simple dérivation à partir de la nouvelle expression de l'énergie potentielle

$$\nu = \frac{1}{2} \int_{Su} \underline{F} \cdot \underline{u}^d ds - \frac{1}{2} \int_{SF} \underline{F}^d \cdot \underline{u} ds \quad (\text{I. 14})$$

$$G = \frac{1}{2} \int_{SF} \underline{F}^d \cdot \frac{\partial \underline{u}}{\partial A} ds - \frac{1}{2} \int_{Su} \frac{\partial \underline{F}}{\partial A} \cdot \underline{u}^d ds \quad (\text{I. 15})$$

3.3 L'INTEGRALE DE RICE (INTEGRALE J)

L'intégrale J de RICE [05] caractérise le taux de restitution d'énergie élastique d'une

structure contenant une fissure lors de l'avancée de celle-ci :

$$J = \int_{\Gamma} w dy - T \frac{\partial u}{\partial x} ds \quad (\text{I. 16})$$

Avec :

Γ Tout contour orienté entourant la pointe de fissure (figure 1.7).

$W = \int_0^{\varepsilon} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij}$ Densité volumique d'énergie de déformation

$T = \sigma \cdot n$ Vecteur contrainte s'exerçant sur les facettes de normale n .
 n étant la normale extérieure à Γ

u Vecteur déplacement.

S Abscisse curviligne le long de v

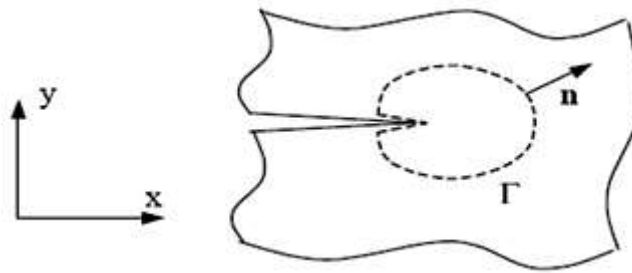


Figure 1.7 : Contour Γ dans la définition de l'intégral J

Si l'on considère un matériau élastique linéaire ou non-linéaire, homogène, sans contraintes résiduelles et sans décharges locales (donc pas de propagation), on montre que J est indépendant du contour 1. Pour une loi de comportement élasto-plastique, cette propriété reste vraie si le chargement est proportionnel. Ceci implique que J ne peut être en principe utilisé pour un chargement cyclique.

D'autre part, dans le cas d'un matériau élastique non-linéaire, J représente le taux de restitution d'énergie G :

$$j = G = -\frac{dp}{da} = \frac{1}{E} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1+\nu}{E} K_{III}^2 \quad \text{En contrainte plane} \quad (\text{I. 17})$$

$$= \frac{1+\nu^2}{E} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1+\nu}{E} K_{III}^2 \quad \text{En déformation plane}$$

Avec :

E	Module d'Young
ν	Coefficient de Poisson
K_I, K_{II}, K_{III}	Facteur d'intensité des contraintes.
P	Energie potentielle.
a, da	longueur de fissure, variation de longueur de fissure.

Cette propriété, illustrée pour un solide soumis à un déplacement imposé L_I ou à un effort imposé P , a permis à [11] de proposer une première évaluation expérimentale de J à partir de l'aire sous la courbe *Force – Déplacement*.

Pour un matériau obéissant à une loi d'écoulement de type Ramberg-Osgood:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = \frac{\sigma}{\sigma_0} + \alpha \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^n \quad (\text{I. 18})$$

L'intégrale J permet également de définir les champs de contraintes et déformations suivant les formulations de HUTCHINSON [15], RICE et al [16]:

$$\sigma_{ij} = \sigma_0 \left[\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n r} \right]^{1/n+1} \tilde{\sigma}_{ij}(\theta, n) \quad \varepsilon_{ij} = \alpha \varepsilon_0 \left[\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n r} \right]^{1/n+1} \tilde{\varepsilon}_{ij}(\theta, n) \quad (\text{I. 19})$$

Avec :

r, Θ	Coordonnées polaires en fond de fissure.
σ_0	Limite d'élasticité.
α	Constante.
n	Coefficient d'écrouissage.
$\tilde{\sigma}_{ij}, \tilde{\varepsilon}_{ij}, I_n$	Fonction tabulée de n et Θ

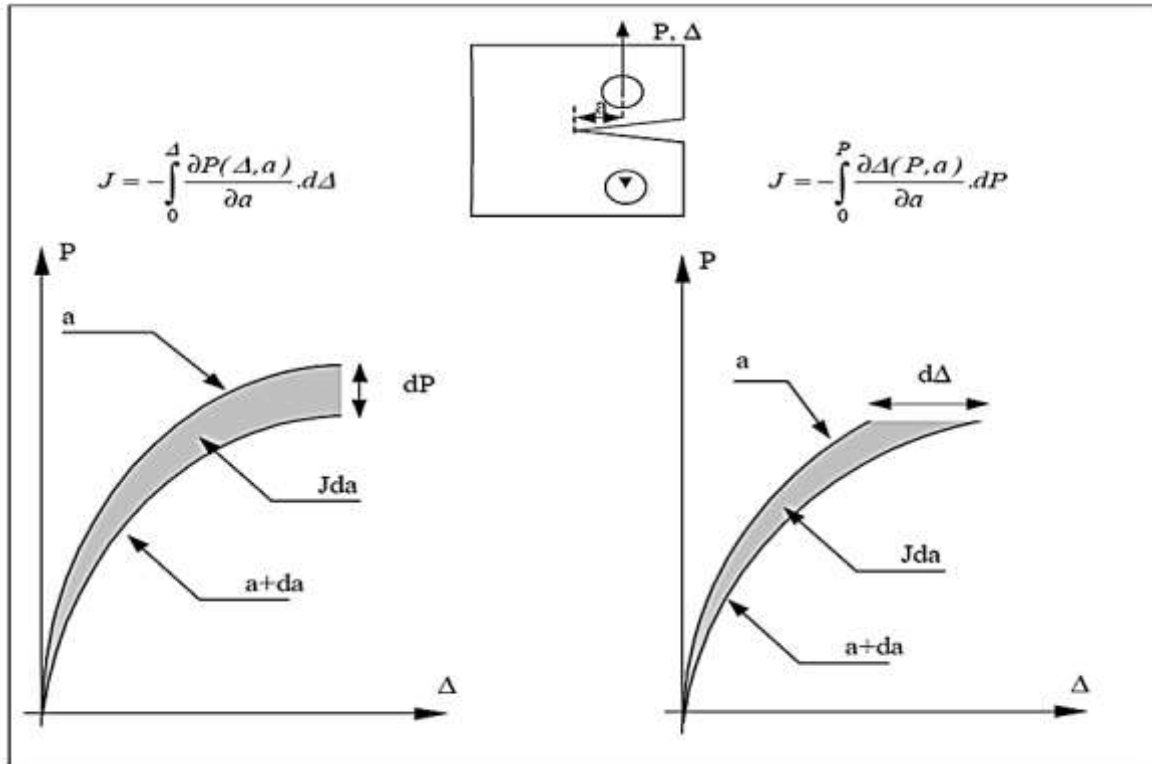


Figure 1.8 : Interprétation géométrique de l'intégrale J

4. APPROCHE LOCALE

4.1 RUPTURE DUCTILE

Les deux principaux facteurs qui agissent sur le comportement en rupture ductile et qui sont à prendre en compte dans un modèle sont le taux de triaxialité des contraintes [17] et la fraction volumique initiale de vide [18].

On distingue trois stades dans le développement de la rupture ductile figure 1.9

- Un stade d'amorçage de vides par fissuration interne de précipités ou d'inclusion lorsqu'il n'existe pas initialement de vides comme dans le cas des matériaux frités ou des matériaux avec des particules fissurées de façon interne, ce qui peut être facilement le cas pour les grosses particules, ou par des décohésion à l'interface particule-matrice ('particle-matrix interface');
- Un stade de croissance de ces vides jusqu'à une dimension critique.
- Un stade de coalescence de ces vides qui se rejoignent pour donner la surface de rupture finale.

4.1.1 Amorçage

L'amorçage ou nucléation de cavités ou vides ('microvoid or cavity formation or nucleation') à partir d'inclusion ou de précipités se produit de deux façons différentes :

- par rupture de particules dures, comme il a été décrit précédemment pour l'amorçage du clivage. Ces microfissures conduiront à la rupture ductile si les conditions de contrainte ne sont pas favorables à la propagation de la fissure de clivage ;
- par séparation de particules dures ou douces et la matrice à l'interface particule-matrice par un procédé appelé décohésion interfaciale. Dans ce cas deux critères doivent être respectés : un critère d'énergie énonçant que l'énergie de déformation élastique libérée doit excéder l'énergie de déformation des surfaces et un critère de contrainte à identifier énonçant que la contrainte locale appliquée doit excéder une valeur critique. Cette contrainte locale est en fait la contrainte nominale (en l'absence de la particule), dans la matrice au voisinage de la particule augmentée de la concentration de contrainte provoquée par la forme de la particule, des effets de déformation inhomogène et de l'interaction entre particules. Comme la déformation nominale de la matrice est importante au moment de la décohésion, ce critère est en fait un critère de contrainte critique assistée par la déformation.

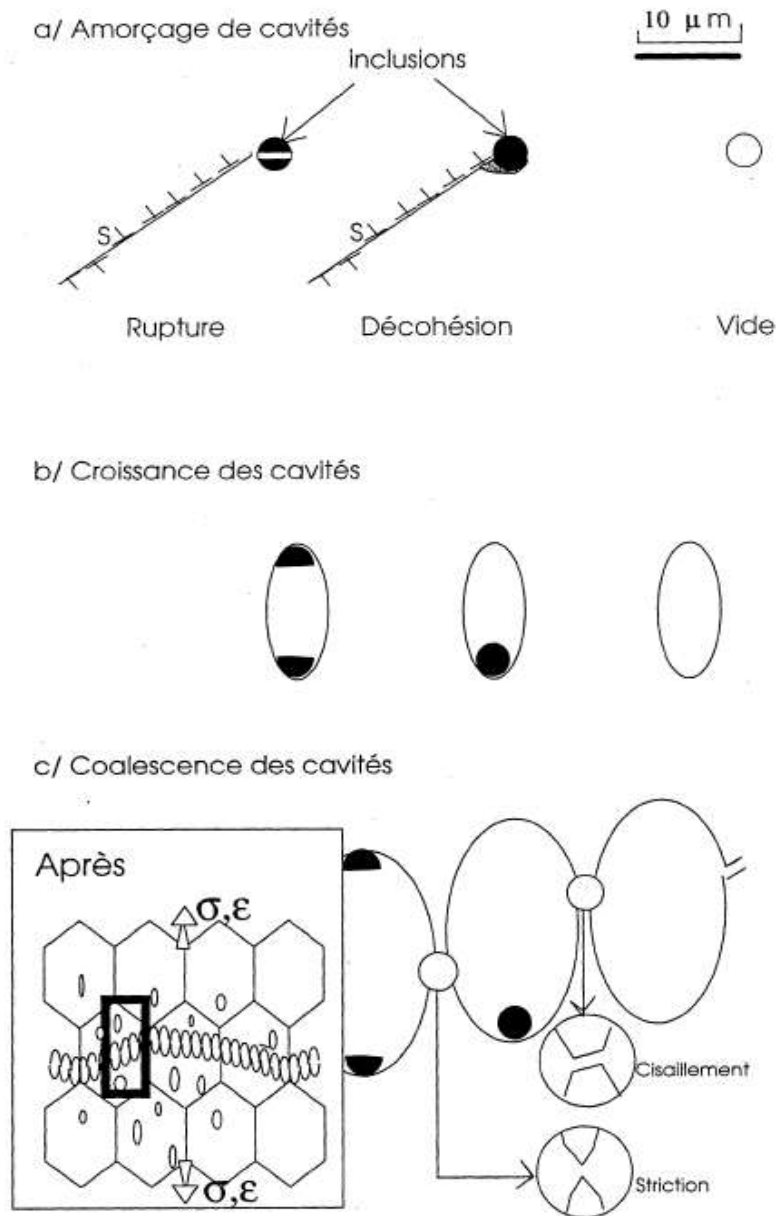


Figure 1.9 : Modèle microscopie de rupture ductile

4.1.2 Croissance

L'analyse est d'abord fait par des vides individuels, c'est-à-dire en négligeant l'interaction entre les vides, ce qui entre autres le cas des matériaux à porosité faible dans les premiers stades de la déformation. Sauf pour les matériaux à très hautes résistance et à très faible ductilité, la déformation élastique peut être négligée et donc seule la déformation plastique est considérée pour l'établissement des modèles. Le comportement retenu dans la plupart des études est celui d'un matériau de Von Mises.

Le cas de chargement le plus simple considéré est l'état axisymétrique (figure 1.10) pour lequel la règle d'incompressibilité permet d'écrire pour les composantes des incréments de déformation :

$$d\varepsilon_{zz} = -2d\varepsilon_{yy} = -2d\varepsilon_{xx} \quad (\text{I. 20})$$

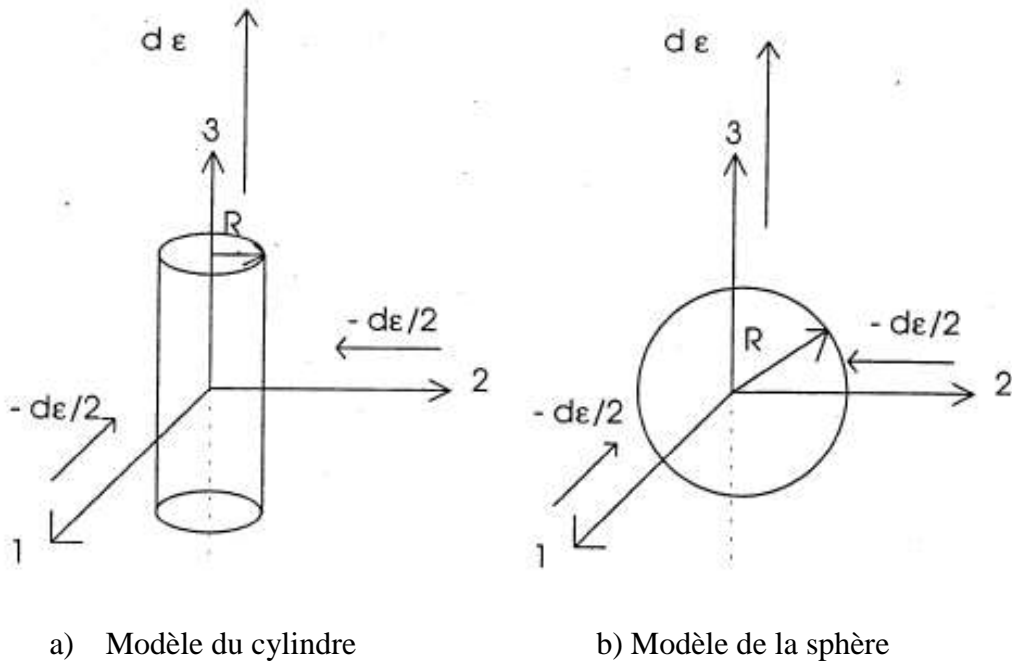


Figure 1.10 : modèle géométrique pour la croissance d'un vide

D'où la déformation équivalente :

$$d\varepsilon_{eq} = |d\varepsilon_{zz}| \quad (\text{I. 21})$$

La pression hydrostatique vaut :

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{zz} + \sigma_{yy} + \sigma_{xx}}{3} = \frac{\sigma_{zz} + 2\sigma_{xx}}{3} \quad (\text{I. 22})$$

et la contrainte équivalente :

$$\sigma_{eq} = |\sigma_{zz} - \sigma_{xx}| \quad (\text{I. 23})$$

4.1.3 Coalescence

Pour rendre compte de la coalescence finale des vides, plusieurs critères ont été envisagés successivement, l'évolution étant liée à la confrontation des modèles ou des relations empiriques avec les observations et les résultats expérimentaux.

a) Taux de croissance critique

Pour remédier à cette surévaluation, l'approche la plus évidente à mettre en œuvre est

de limiter le taux de croissance au moment de la rupture et de définir un taux de croissance critique à partir duquel un phénomène de striction ou de cisaillement se produira sans augmentation de déformation complémentaire significative. Ainsi, un tel critère s'écrira par exemple pour des vides sphériques :

$$\int \frac{dR}{R} \approx \int A \exp\left(\frac{3\sigma_m^\infty}{2\sigma_0}\right) d\varepsilon = \ln\left(\frac{R}{R_0}\right)_c \quad (\text{I. 24})$$

4.2 MODELE DE RICE ET TRACEY

Ce modèle décrit l'expansion d'une cavité isolée dans une matrice infinie en relation avec le champ de déformation appliqué et la triaxialité des contraintes [19]. Il montre que les taux de variation dr_i des rayons r_i de la cavité initialement sphérique, dans les directions principales de la vitesse de déformation de composante $d\varepsilon_i$ ($d\varepsilon_1 \geq d\varepsilon_2 \geq d\varepsilon_3$) s'expriment sous la forme suivante :

$$dr_i = \left[r_a d\varepsilon_i + b \sqrt{\frac{2}{3}} d\varepsilon_j d\varepsilon_j \right] r_i \text{ pour } (i, j) = 1, 2, 3 \quad (\text{I. 25})$$

Dans ces équations, le premier terme fait référence à un changement de la forme de la cavité sans changement de volume alors que le deuxième est relié à un changement de volume sans changement de forme. Cette analyse a été développée dans le cas d'un matériau rigide plastique et modifiée dans le cas d'un écrouissage linéaire.

4.3 MODELE DE GURSON -TVERGAARD ET NEEDLEMAN

La croissance des cavités peut être décrite de manière couplée c'est à dire en gérant l'effet des pores formés sur la loi de comportement globale du matériau [20,21]. L'apparition de porosités entraîne en effet un adoucissement dans le matériau. Le potentiel de Gurson, généralisé par Tvergaard et Needleman, est développé à partir d'une approche micromacro sur une cellule contenant une fraction volumique f de cavités initialement sphériques. Leur caractéristique finale commune est de faire intervenir la partie hydrostatique du tenseur des contraintes et la fraction volumique f de porosités. Le potentiel de Gurson ϕ_G modifié par Tvergaard et Needleman donne un critère de plasticité de la forme :

$$\phi_G = \left(\frac{\sigma_e^2}{Y^2} \right) + 2q_1 f \cdot \cosh\left(\frac{3q_2 \sigma_m}{2Y} \right) - 1 - q_1^2 f^2 = 0 \quad (\text{I. 26})$$

Où Y est la contrainte d'écoulement en traction du matériau idéal dense, σ_e la contrainte équivalente de Von Mises et σ_m la contrainte moyenne. Les constantes q_1 et q_2 ont été introduites par Tvergaard et Needleman pour avoir une prédiction, dans les faibles valeurs de la fraction volumique, en accord avec les simulations numériques concernant des arrangements périodiques de cavités sphériques (dans le cas de Gurson, $q_1=q_2=1$).

La loi de comportement de la matrice s'écrit alors:

$$\sigma_{ij} d\varepsilon_{ij}^p = (1-f) Y d\varepsilon_{eq}^p \quad (\text{I. 27})$$

Dans le cas de matériaux hétérogènes, le potentiel de Gurson a été essentiellement utilisé pour modéliser une croissance de cavités, suite à la germination d'un pore dans la matrice. Plusieurs autres modèles de potentiels ont été proposés pour prendre en compte cet effet de la porosité (Rice et Tracey).

5. CALCUL NUMERIQUE DES FACTEURS D'INTENSITE DE CONTRAINTES

5.1 LA METHODE DES ELEMENTS FINIS POUR LES STRUCTURES FISSUREES

La modélisation d'un solide fissuré par la méthode des éléments finis obéit aux principes généraux développés. Il y a toutefois des considérations spécifiques importantes, qu'il convient de souligner.

Modélisation du saut de déplacement à travers la fissure : En mécanique linéaire de la rupture, une fissure est modélisée, pour les problèmes plans considérés dans ce chapitre, par une ligne F à travers laquelle le champ de déplacement est discontinu. Un modèle construit par la méthode des éléments finis devra donc reproduire cette condition.

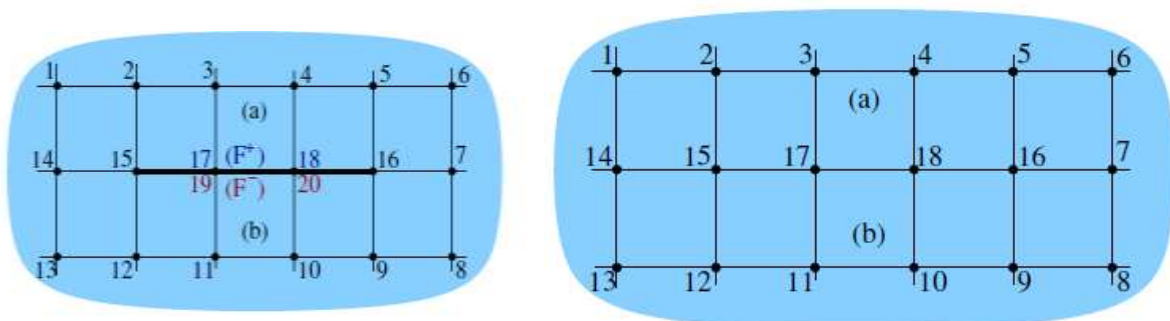


Figure 1.11: Maillage avec « double nœuds »

Les fonctions de base de la méthode des éléments finis sont par construction continues sur l'ensemble du domaine approché Ω_h . Par conséquent, une fissure ne pourra pas traverser des éléments; la courbe F devra coïncider avec des frontières d'éléments finis. De plus, il faut traiter les nœuds situés sur cette courbe comme des « nœuds doubles », comme suggéré par la figure 1.11 ; cela revient à traiter le maillage du solide fissuré comme la situation limite du maillage d'un solide contenant une cavité infiniment mince. Les nœuds, éventuellement géométriquement confondus, relatifs aux deux lèvres de la fissure doivent porter des numéros distincts. Les fonctions de base construites sur un tel maillage sont alors automatiquement discontinues à travers F.

Convergence, raffinement en pointe de fissure : Le caractère singulier en pointe de fissure de la solution élastique en déformation et en contrainte modifie les propriétés de convergence de la solution approchée vers la solution exacte. Alors, la modélisation d'un solide fissuré nécessite ainsi, pour obtenir une précision raisonnable, des aménagements spécifiques, tels que :

- (a) Maillage très raffiné au voisinage de la pointe de fissure, afin d'améliorer la représentation de champs par les fonctions de base usuelles de la méthode des éléments finis ;
- (b) Création de nouveaux éléments finis, spécialement adaptés à la prise en compte de champs de déformations singuliers en $1/\sqrt{r}$ au voisinage de la pointe de fissure.

La discontinuité (vectorielle) de déplacement à la traversée de la fissure et au voisinage de la pointe est donnée par l'expression asymptotique

$$\|\xi\| = \frac{4}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left\{ (1-\nu)[K_I e_1 + K_{II} e_2] + K_{III} e_3 \right\} + o(r) \quad (\text{I. 28})$$

Dans ces expressions asymptotiques, la notation $O(r^a)$ indique, conformément à l'usage, des termes non spécifiés d'ordre r^a pour r petit.

5.2 EVALUATION DES FACTEURS D'INTENSITE DE CONTRAINTES PAR EXTRAPOLATION

C'est la méthode la plus simple à mettre en œuvre. Elle consiste à exploiter directement les déplacements nodaux situés aux nœuds les plus proches d'une pointe de fissure, en les comparant à l'expression asymptotique (I. 28) du saut de déplacement à travers la fissure.

Par exemple (avec les notations de la figure 1.12), prenant sur les lèvres F^{\pm}_h de la fissure les nœuds B^+ et B^- les plus proches de la pointe A, la formule (I. 28) suggère d'écrire :

$$K_I \approx \frac{E}{8(1-\nu^2)} \sqrt{\frac{2\pi}{d}} \|\underline{\hat{\xi}}(B)\|_{\underline{t}}, \quad K_{II} \approx \frac{E}{8(1-\nu^2)} \sqrt{\frac{2\pi}{d}} \|\underline{\hat{\xi}}(B)\|_{\underline{n}} \quad (\text{I. 29})$$

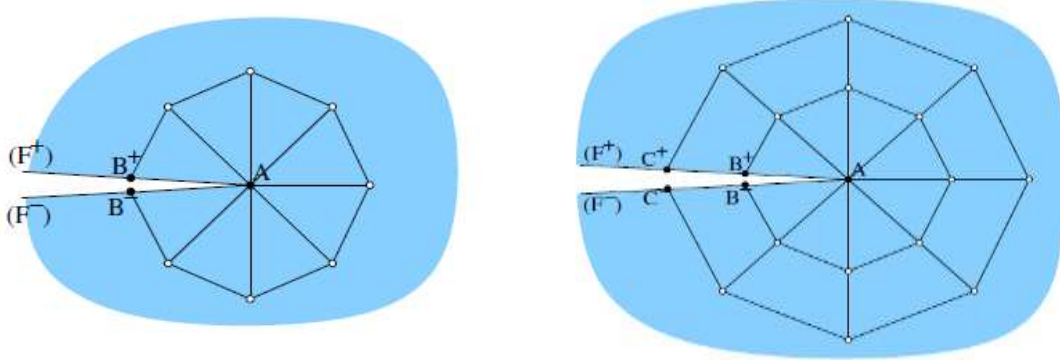


Figure 1.12: Notations pour le calcul de K_I , K_{II} par extrapolation au nœud double (B^+ , B^-)

Où \underline{t} et \underline{n} sont les directions tangente et normale à F en A , B est le lieu géométrique commun à B^+ et B^- et d est la distance de B à A . Ces formules nécessitent en pratique un maillage très raffiné au voisinage de la pointe de fissure.

Une $\|\underline{\hat{\xi}}\|$ variante de cette approche consiste à utiliser plusieurs nœuds doubles successifs à partir de la pointe de fissure, et de considérer une approximation du saut de déplacement de la forme

$$\|\underline{\hat{\xi}}\| = \sqrt{r}[\alpha \underline{t} + \beta \underline{n}]$$

Les constantes $\|\underline{\hat{\xi}}\|$, α , β , sont alors recherchées par une méthode de moindres carrés, de façon à ce que la fonction s'approche au mieux des valeurs de saut de déplacement aux nœuds doubles. Les facteurs K_I , K_{II} sont alors approchés par les valeurs obtenues par identification avec le terme principal de la relation (I. 28):

$$K_I \approx \frac{\sqrt{2\pi}E}{8(1-\nu^2)} \alpha \quad K_{II} \approx \frac{\sqrt{2\pi}E}{8(1-\nu^2)} \beta \quad (\text{I. 30})$$

5.3 ELEMENTS FINIS SPECIAUX :

La technique d'extrapolation est simple à mettre en œuvre et repose sur l'utilisation d'éléments finis classiques, il est nécessaire d'utiliser un maillage très fin (donc avec des

éléments de très petite taille) au voisinage de la pointe de fissure pour obtenir des résultats d'une précision convenable. Cette contrainte résulte du fait que les fonctions d'interpolation des éléments finis ne sont pas adaptées à la représentation de champs de déplacement conduisant à des déformations et contraintes singulières en pointe de fissure.

Une réponse à cette difficulté consiste en la définition d'éléments finis « spéciaux, spécifiquement adaptés à la représentation de tels champs. Il existe de nombreux procédés permettant de construire de tels éléments. On n'abordera ici que le procédé dit de l'« élément avec nœud au quart », qui se distingue par sa simplicité et le fait qu'il ne demande que des modifications minimales par rapport à l'approche « standard » de la programmation d'un élément fini.

Interpolation unidimensionnelle avec nœud au quart. :

Sous sa forme la plus simple, la méthode de l'élément avec nœud au quart peut être présentée pour une seule dimension spatiale. Considérons pour cela trois nœuds alignés $\{A,B,C\}$ dans la direction d'une fissure rectiligne (figure 1.13), A étant en pointe de fissure, de sorte que le segment $\Gamma = [A,C]$ corresponde à un côté d'élément fini associé à des fonctions d'interpolation du second degré par rapport à chaque coordonné paramétrique (pour les problèmes plans considérés, il s'agit du triangle à six nœuds ou du quadrangle à huit ou neuf nœuds).

Les traces des fonctions d'interpolation des éléments finis adjacents au segment Γ sont alors les polynômes d'interpolations de Lagrange du second degré:

$$N_A(a) = a(a - 1)/2, \quad N_B(a) = 1 - a^2, \quad N_C(a) = a(a + 1)/2 \quad (\text{I. 31})$$

Où : $a \in [-1, 1]$ est la coordonné paramétrique servant à d'écrire Γ , les nœuds (A,B,C) étant associés à $a \in (-1, 0, 1)$ respectivement.

L'interpolation avec nœud au quart consiste tout simplement à placer le nœud intermédiaire B au quart de la longueur de Γ et à utiliser l'interpolation quadratique standard (I.31). Avec ce choix de placement, et en choisissant l'origine en A , les abscisses des trois nœuds sont données par $x_a = 0, x_b = d, x_c = 4d, d$ étant le quart de la longueur de Γ . La coordonné physique x_l de tout point de Γ est alors relié à la coordonné paramétrique a

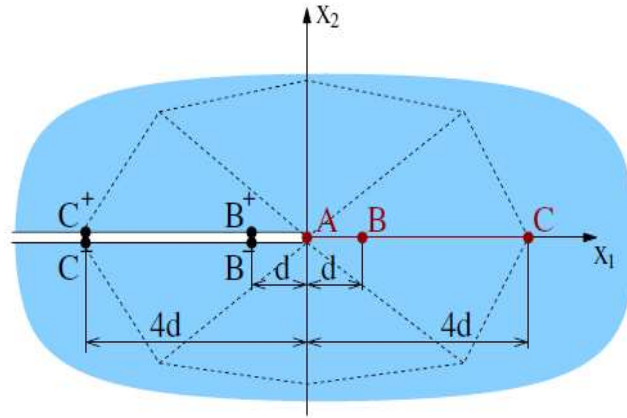


Figure 1.13: Interpolation unidimensionnelle sur trois nœuds ($\{A, B, C\}$ ou $\{A, B^\pm, C^\pm\}$) avec nœud (B ou B^\pm) au quart.

Par :

$$\begin{aligned} x_I &= N_A(a)x_A + N_B(a)x_B + N_C(a)x_C \\ &= 0 + d(1 - a^2) + 2da(a + 1) \\ &= d(a + 1)^2 \end{aligned}$$

Soit :

$$a = \sqrt{\frac{x_I}{d}} - 1 \quad (0 \leq x_I \leq 4d) \quad (\text{I. 32})$$

L'interpolation de valeurs nodales $\underline{\xi}_A$, $\underline{\xi}_B$ et $\underline{\xi}_C$ aux nœuds de Γ conduit quant à elle à un déplacement interpolé donné par

$$\begin{aligned} \xi_h &= N_A(a)\xi_A + N_B(a)\xi_B + N_C(a)\xi_C \\ &= \frac{1}{2}(\xi_A - 2\xi_B + 2\xi_C)a^2 + \frac{1}{2}(\xi_C - \xi_A)a + \xi_B \end{aligned}$$

Exprimant $\underline{\xi}_h$ en fonction de x_I à l'aide de (I. 32), on obtient alors

$$\underline{\xi}_h(x_I) = \underline{\xi}_A + \left[2(\underline{\xi}_B - \underline{\xi}_A) - \frac{1}{2}(\underline{\xi}_C - \underline{\xi}_A) \right] \sqrt{\frac{x_I}{d}} + \left[\frac{1}{2}(\underline{\xi}_C - \underline{\xi}_A) - (\underline{\xi}_B - \underline{\xi}_A) \right] \frac{x_I}{d} \quad (\text{I. 33})$$

Le placement du nœud B au quart de la longueur de Γ a ainsi une conséquence remarquable:

- le déplacement interpolé obtenu, donné par (I. 33), présente un gradient singulier comme $1/\sqrt{r}$ au voisinage de la pointe de fissure.

On peut procéder de même avec des nœuds alignés $\{A, B^\pm, C^\pm\}$ situés en regard sur les deux

lèvres F^\pm de la fissure, pour obtenir l'interpolation du saut de déplacement le long d'un segment adjacent à la pointe de fissure :

$$\|\xi_h\|(x_1) = \left[2\|\xi_B\| - \frac{1}{2}\|\xi_C\| \right] \sqrt{\frac{x_1}{d}} + \left[\frac{1}{2}\|\xi_C\| - \|\xi_B\| \right] \frac{x_1}{d} \quad (\text{I. 34})$$

(on a bien sûr $\|\xi_A\| = 0$ en pointe de fissure).

L'évaluation numérique de K_I, K_{II} se fait alors par comparaison du coefficient en facteur de \sqrt{r} dans (I. 34) ou (I. 35) avec l'expression asymptotique de ξ ou ξ . Par exemple

$$K_I \approx \frac{E\sqrt{2\pi}}{8(1-\nu^2)} \left[2\|\xi_B\| - \frac{1}{2}\|\xi_C\| \right] t \quad K_{II} \approx \frac{E\sqrt{2\pi}}{8(1-\nu^2)} \left[2\|\xi_B\| - \frac{1}{2}\|\xi_C\| \right] n \quad (\text{I. 35})$$

5.4 CALCUL NUMERIQUE DU TAUX DE RESTITUTION D'ENERGIE

La notion de facteur d'intensité de contraintes est limitée à l'hypothèse de comportement élastique linéaire, tandis que celle de taux de restitution d'énergie est plus générale. Le critère énergétique est également plus intuitif du point de vue physique. Pour ces raisons, il est intéressant de construire une méthode de calcul du taux de restitution d'énergie qui ne fasse pas appel explicitement aux propriétés locales des champs telles que leur singularité en pointe de fissure.

Cette méthode consiste à dériver de l'énergie potentielle à l'équilibre dans une extension virtuelle de fissure.

Pour éviter des développements trop longs, on ne traitera ici que le calcul de G aux extrémités d'une fissure rectiligne $F = F_{a,b} = [A,B] = \{-a \leq x_1 \leq b, x_2 = 0\}$, basé sur

$$G_A = -\frac{\partial P}{\partial a}(a, b, \underline{\xi}^D, \underline{T}^D) \quad G_B = -\frac{\partial P}{\partial b}(a, b, \underline{\xi}^D, \underline{T}^D) \quad (\text{I. 36})$$

$$P(F, \underline{\xi}^D, \underline{T}^D) = \frac{1}{2} \int_{\Omega(F)} \underline{\underline{\varepsilon}}[\underline{\xi}] : \underline{\underline{A}} : \underline{\underline{\varepsilon}}[\underline{\xi}] dV = \int_{ST} \underline{T}^D \cdot \underline{\xi} dS \quad (\text{I. 37})$$

$$\int_{\Omega} \underline{\underline{\varepsilon}}[\underline{\xi}] : \underline{\underline{A}} : \underline{\underline{\varepsilon}}[\underline{w}] dV = \int_{\Omega} \rho \underline{f} \cdot \underline{w} dV + \int_{ST} \underline{T}^D \cdot \underline{w} dS \quad \forall \underline{w} \in C(\underline{0}) \quad (\text{I. 38})$$

(formules (I.36) répétées par commodité), l'énergie potentielle à l'équilibre $P(a, b, \xi^D, T^D)$ étant donné par (I. 37)

Le champ $\underline{\xi}$, solution du problème d'équilibre élastique pour la configuration considérée de fissure, est caractérisé par la formulation faible (I. 38), soit ici trouver $\xi \in C(\xi^D)$ tel que

$$\int_{\Omega(F)} \underline{\varepsilon}[\underline{\xi}] : \underline{A} : \underline{\varepsilon}[\underline{v}] dV = \int_{ST} \underline{T}^D \cdot \underline{v} dS \quad (\text{I. 39})$$

Le principe du calcul de G exposé ci-après est cependant applicable à des situations plus générales.

5.4.1 Expression de G comme invariant intégral de contour (l'intégrale J)

Tout champ de déplacement \underline{v} à l'équilibre en l'absence de forces de volume vérifie l'identité

$$\nabla \underline{v} : \underline{A} : (\nabla \underline{v} \cdot \nabla \underline{\theta}) - \frac{1}{2} (\nabla \underline{v} : \underline{A} : \nabla \underline{v}) \text{div} \underline{\theta} = \text{div} \left(\nabla \underline{v} : \underline{A} : (\nabla \underline{v} \cdot \underline{\theta}) - \frac{1}{2} (\nabla \underline{v} : \underline{A} : \nabla \underline{v}) \underline{\theta} \right) \quad (\text{I. 40})$$

$$G_B = \int_{GB} \left\{ (\nabla \underline{\xi} \cdot \nabla \underline{\theta}_B) : \underline{A} : \nabla \underline{\xi} - \frac{1}{2} (\nabla \underline{\xi} : \underline{A} : \nabla \underline{\xi}) \text{div} \underline{\theta}_B \right\} dv \quad (\text{I. 41})$$

Celle-ci, appliqué à l'expression (I. 41) de G_B , permet de transformer l'intégrale sur la couronne C_B en intégrale de contour par application de la formule de la divergence. On obtient

$$G_B = \int_{\Gamma_1} \left\{ \frac{\partial \underline{\xi}}{\partial x_1} \cdot \underline{\sigma} \cdot \underline{n} - \frac{1}{2} (\underline{\sigma} : \underline{\varepsilon}[\underline{\xi}]) n_1 \right\} ds \quad (\text{I. 42})$$

Où $\underline{\sigma} = \underline{A} : \underline{\varepsilon}[\underline{\xi}]$ est la contrainte associée au déplacement solution $\underline{\xi}$. L'intégrale sur le contour Γ_1 est indépendante du choix du contour encerclant B ; on parle d'*invariante intégrale de contour*. Elle est connue sous le nom d'*intégrale J de Rice*.

5.4.2 Avantages des méthodes numériques fondées sur l'approche énergétique

Le calcul de G numériquement est plus lourd que celui des facteurs d'intensité de contraintes par les méthodes d'extrapolation ou d'éléments spéciaux. Il nécessite de plus un

effort de programmation plus important.

Cette approche présente cependant d'importants avantages, raisonner sur un bilan énergétique présente un niveau de généralité qui dépasse largement le cadre de la mécanique linéaire de la rupture. En revanche, la notion de facteur d'intensité de contrainte n'est plus valable hors de l'élasticité linéaire.

Le fait d'avoir pu exprimer G en termes d'une intégrale sur une couronne évitant la pointe de fissure permet de contourner les difficultés numériques liées à la singularité des déformations et des contraintes en pointe de fissure.

Conclusion

Dans ce chapitre précédent nous avons présenté une généralité sur la mécanique de la rupture en premier lieu et la définition des approches globales et les approches locale utilisées pour la détermination de l'endommagement en deuxième lieu et on a achevé par le calcul numérique de facteur d'intensité des contraintes.

A lumière de ce chapitre nous avons pu avoir une vision autour des modes de rupture et type de défaillance subit par les structures sous des conditions de service. Dans le même contexte, nous avons fait état des fondements théoriques de la rupture et des lois régissant ce phénomène à savoir la mécanique de la rupture qui reste de plus loin la discipline qui étudie la rupture des matériaux par la propagation de fissures sans prendre compte de la durée de vie qui précède l'initiation de la fissure. Pour conclure, les paramètres de la rupture présentés dans ce chapitre tel que le FIC sont à la base de toute analyse de la mécanique de la rupture.

CHAPITRE 2 ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

INTRODUCTION

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

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

Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites qui peuvent être classés suivant différents critères. La nature de la matrice est un de ces critères qui permet de répartir les composites en trois grandes familles [22]:

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

Ces matériaux peuvent aussi être classés selon la nature du renfort, détaillée ci-après ou

selon l'objectif recherché via leurs utilisations. Si l'optimisation des coûts est le principal objectif, on parlera de composites 'grande diffusion'. En revanche, pour une utilisation dans le but d'optimiser les performances mécaniques ou thermiques, liées à une réduction de poids, on parlera de composite 'hautes performances'.

Les matrices métalliques (aluminium, titane...) et céramiques sont d'un emploi encore limité ; utilisées pour des températures de service très supérieures à 300°C [23]. Elles sont réservées à des applications particulières (aéronautique, balistique), pièces thermomécaniques ...) [24].

1. DEFINITION

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

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

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

La résistance mécanique élevée des fibres de renfort et la faible densité des résines permet d'obtenir des caractéristiques spécifiques ($\frac{\text{caractéristique}}{\text{densité}}$) élevées.

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

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

2. CONSTITUTION DES MATERIAUX COMPOSITES

Un matériau composite résulte de l'assemblage d'au moins deux matériaux de nature différente, non miscibles, se complétant et permettant d'obtenir un matériau dont les performances globales sont améliorées (Figure. 2.1), vis-à-vis d'un besoin spécifique, par rapport à celles de ses constituants élémentaires.

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

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

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

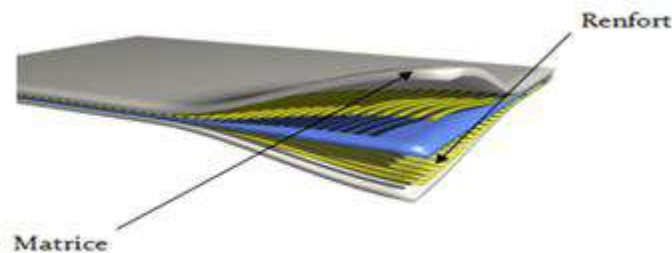


Figure 2.1 Constitution d'un matériau composite

2.1 LES MATRICES :

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

Comme décrit sur la figure 2.2, il existe différentes catégories de matrices qui regroupent les matrices organiques, minérales, céramiques et métalliques. Le choix d'une matrice pour une application donnée se base sur différentes propriétés :

- les propriétés d'adhésion et de compatibilité avec les renforts.
- les propriétés mécaniques et de résistance à la fatigue : si les composites montrent des

propriétés en fatigue comparables à celles des métaux, leur résistance dépend des propriétés de ténacité des matrices.

- l'absorption d'eau : selon la nature des composants, une sensibilité à la présence d'eau plus ou moins importante implique un vieillissement prématuré de la matrice.

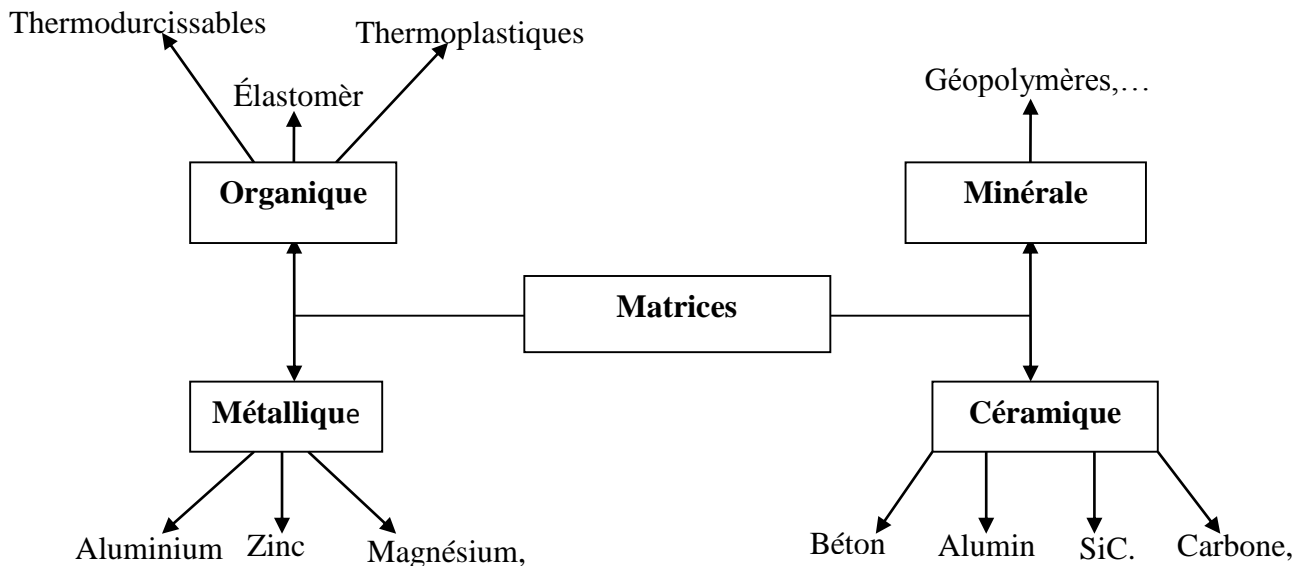


Figure 2.2 Différentes matrices des matériaux composites

Les composites à matrice métallique sont moins répandus que les composites à matrice organique mais présentent des applications intéressantes dans le domaine de l'aéronautique [25]. Les matrices céramiques sont notamment utilisées pour des applications à haute température alors que les géo polymères [26] sont des polymères à base silice et alumine, plus résistant aux attaques chimiques que les polymères organiques. Dans notre cas nous ne nous attarderons que sur les matrices organiques qui peuvent être divisées en plusieurs catégories.

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

Les principaux, utilisés sous forme renforcée et dont les caractéristiques et les utilisations seront étudiées ultérieurement, peuvent être regroupé dans les catégories suivantes [27].

2.1.1 Les matrices thermoplastiques

Sont des polymères à chaînes linéaires ou ramifiées, c'est-à-dire monodirectionnelles ou bidirectionnelles. Elles sont en général fusibles et solubles. Les résines thermoplastiques

présentent le gros avantage de pouvoir être alternativement ramollies par chauffage et durcies par refroidissement ce qui permet de faciliter leur moulage par viscoplasticité.

Cette transformation est par ailleurs réversible, ce qui permet de recycler ce matériau. Les thermoplastiques sont mis en œuvre lorsque la température est voisine de leur température de transition vitreuse pour les thermoplastiques amorphes, et jusqu'à la température de fusion pour les thermoplastiques semi-cristallins. Renforcées avec des fibres courtes ou avec des fibres longues, l'utilisation de ces résines se développe fortement notamment comme matrice des composites "structuraux". Parmi les résines thermoplastiques utilisées dans les composites aéronautiques on peut citer le polyéther-imide (PEI), le poly-phényle-sulfure (PPS), le polyéther-éther-cétone (PEEK), le polyéther-cétone-cétone (PEKK) [28].

2.1.2 Les matrices élastomères :

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

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

2.1.3 Les matrices thermodurcissables :

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

Actuellement, les résines thermodurcissables principalement utilisées sont les suivantes :

- Les résines époxydes qui possèdent de bonnes caractéristiques mécaniques. Les résines de classe 180°C, réticulant à 180°C, sont souvent utilisées avec un renfort en fibres de carbone pour la réalisation de pièces structurales aéronautiques.
- Les résines phénoliques utilisées dans les applications nécessitant des propriétés de tenue au feu imposées par les normes dans les transports civils. Ces polymères auto extinguibles présentent le désavantage d'être peu résistants aux sollicitations mécaniques.
- Les résines poly imides sont elles aussi très onéreuses, mais présentent d'excellentes propriétés mécaniques notamment à haute température.

En dépit de leurs bonnes tenues mécaniques, ces résines sont très sensibles aux chocs. Afin de pallier cet inconvénient, il est possible d'améliorer leur ténacité en les mélangeant avant polymérisation à des résines thermoplastiques.

2.2 LES RENFORTS :

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

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

Les fibres des renforcements des matériaux composites modernes ont deux origines [24].

2.2.1 Fibres d'origine minérale :

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

a) Fibres de verre :

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

-verre E : usage général, bonnes propriétés électriques

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

-verre C : résistance chimique élevée

-verre R ou S : haute résistance mécanique (haute performance)

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

Le verre textile est disponible sous des présentations très variées :

- fibres broyées
- fibres coupées
- Fibres continue (rovings, stratifils)
- Mat (de fibres coupées ou continues)
- Tissus (croisés, unidirectionnels).

Caractéristiques distinctives

- excellente adhérence, grâce aux ensimages appropriés, a la plupart des matrices organiques.
- bonnes propriétés diélectriques
- rapport caractéristique mécanique/prix très intéressant.

b) La fibre de carbone :

Les fibres de carbone sont apparues d'abord dans le secteur aéronautique dans les années 80 [38]. Aujourd'hui, dans les avions, les structures en composite renforcé de ces matériaux concernent toutes les pièces primaires, y compris les ailes et le fuselage.

Ces fibres ont ensuite conquis progressivement les secteurs du sport et de l'industrie à partir des années 90. Aujourd'hui, la gamme des fibres de carbone sur le marché est de plus en plus vaste et elles font leur apparition dans les applications de masse et dans des créneaux de plus en plus variés, tirées par deux facteurs :

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

Les fibres de carbone ont la structure du graphite. Elles proviennent de fibre acrylique et du brai. Actuellement, il existe deux procédés de préparation de la fibre de carbone : l'une des voies permet d'obtenir les fibres de types HM (Haut Module) et THM (Très Haut Module), l'autre donne les fibres HR (Haute résistance) et HT (Haute Ténacité). Une étape de graphitisation, réalisée après les étapes d'oxydation et de carbonisation, dans le procédé de

préparation des fibres HM et THM différencie les deux voies. La graphitisation permet d'obtenir les fibres HM et THM. La Figure 2.3 montre une fibre de carbone qu'on trouve dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production. Les modules d'élasticité de ces fibres sont de quelques centaines de GPa.

Les fibres de carbone sont disponibles sous diverses formes [23] :

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



Figure 2.3 : fibre de carbone [23]

Caractéristiques distinctives :

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

Les fibres HM, en particulier, ont un module spécifique 70 fois supérieur à ceux des alliages d'aluminium.

Elles présentent également un coefficient de dilatation très faible permettant une grande stabilité dimensionnelle des structures et une conductibilité thermique élevée.

Les principaux inconvénients sont la résistance limitée aux chocs et les différences de potentiel engendrée au contact des métaux qui peuvent favoriser des corrosions de type galvanique.

Les propriétés mécaniques des différents types de fibre de carbone :

Les propriétés mécaniques des différentes fibres sont données par le tableau 2.1. De même que pour les filaments de verre, les filaments de carbone sont soumis à un traitement de surface (imprégnation par un produit spécifique) afin d'améliorer les propriétés d'adhérence fibre/matrice. Ce traitement de surface est suivi par un procédé d'ensimage textilo-plastique qui facilite l'accrochage de la matrice organique, qui protège les fibres contre l'abrasion et qui favorise l'agglomération des filaments lors de la fabrication des mèches.

Il est important de noter que les fibres de carbone sont sensibles à l'oxygène dès 400°C, et qu'elles présentent une mauvaise résistance aux chocs. Enfin, le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production [29].

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

Tableau 2.1 : Catégories de fibres de Carbone selon leurs caractéristiques mécaniques [29].

c) Fibres de bore

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

d) Fibres céramiques :

Les renforts céramiques sont des fibres de type carbure, borure et nitrure. Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication. Elles sont utilisées dans des applications très spécifiques travaillant à haute température et sous atmosphère oxydante (spatial et nucléaire). Les plus couramment produites sont : les fibres de bore, les fibres carbure de silicium, les fibres de bore-carbure de bore (B₄C) et les fibres de bore-carbure de silicium (BorSiC) [39].

Ces fibres possèdent des caractéristiques mécaniques assez bonnes et se conservent à des températures pouvant aller de 500°C à 1000°C. Les fibres céramiques sont souvent associées à des résines thermodurcissables de type époxyde à cause de leur bonne adhérence avec ces dernières. Elles peuvent également être mélangées avec des thermoplastiques. Dans cette catégorie de renfort une nouvelle génération de fibres est développée par un procédé similaire à celui des fibres de carbone. Ces nouvelles fibres possèdent, en plus des caractéristiques des fibres usuelles de la famille, une tenue en température plus élevée (1200°C à 1600°C). C'est le cas des fibres en carbotitanate de silicium (SiCTi) appelées tyranno [39].

2.2.2 Fibres d'origine organique :

a) Les fibres d'aramide :

Les plus connues sont les fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". Le comportement des fibres aramides est semblable à celui des métaux car sous faible charge elles sont élastiques et deviennent plastiques quand elles sont soumises à de fortes contraintes. Elles constituent un bon compromis entre les fibres de carbone et celles à base de verre. Les fibres aramides ont une bonne tenue au feu. Par contre, lors du renforcement des composites, on observe une faible résistance à la compression et à la flexion, du fait d'une mauvaise adhérence avec les résines. C'est pourquoi de nouvelles fibres hybrides, en l'occurrence des fibres verre-kevlar et carbone-kevlar, sont élaborées pour améliorer leur adhérence [39].

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

Selon le procédé de fabrication, on distingue deux types de fibres [24]:

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

Elles sont disponibles commercialement sous forme de :

- Mèches
- Rubans et tissus divers.

Caractéristiques distinctives :

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

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

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

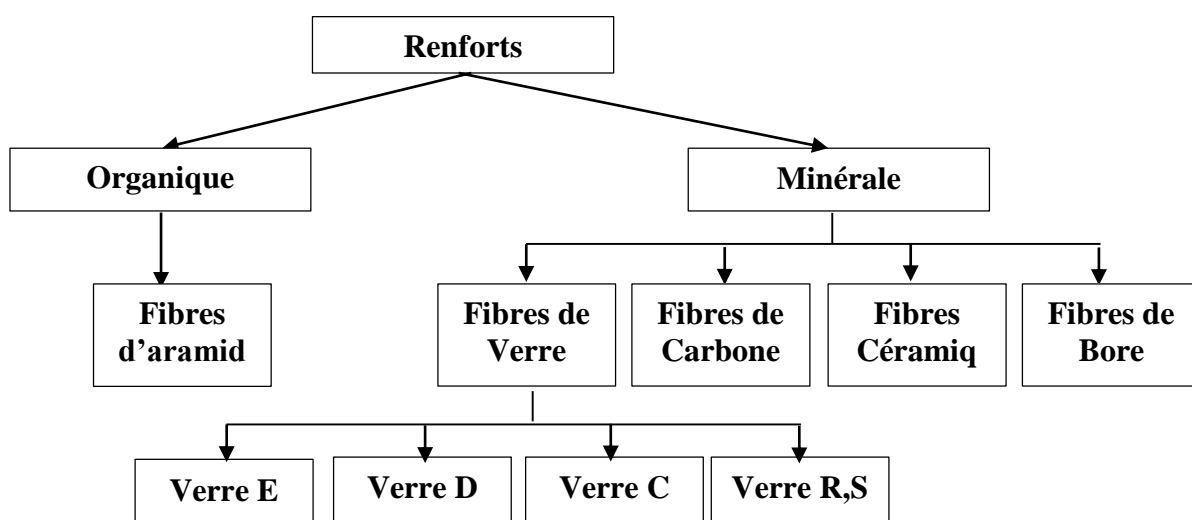


Figure 2.4 Différentes Fibres des matériaux composites

d) Autres types de fibres :

Cette partie rassemble toutes les fibres qui ne se retrouvent pas dans les autres groupes. Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique). Ces fibres possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Les fibres concernées sont :

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

Ces fibres sont appréciées pour diverses raisons par exemple :

- leur prix de revient assez bas.
- leur haute capacité d'isolation thermique.
- leur bonne conductivité thermique et électrique.
- leur propriété d'isolation acoustique.

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

Tableau 2.2 : Propriétés de quelques éléments renforts [29,30]

3. INTERFACE

L'interface renfort-matrice est souvent considérée comme une surface de contact, mais ce n'est pas une surface au sens géométrique du terme. Elle assure la compatibilité renfort-matrice et l'adhésion, en transmettant les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif (interface) [31].

A cause de sa structure, l'interface peut être considérée d'un point de vue mécanique, comme un point faible du composite [32]. Dans le transfert d'effort orienté dans le sens de l'axe de la fibre, l'interface est considérée comme une couche de cisaillement.

Lorsqu'il n'y a pas de décohésion inter facial, le comportement est élastique : le cisaillement inter facial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au niveau de leurs parois.

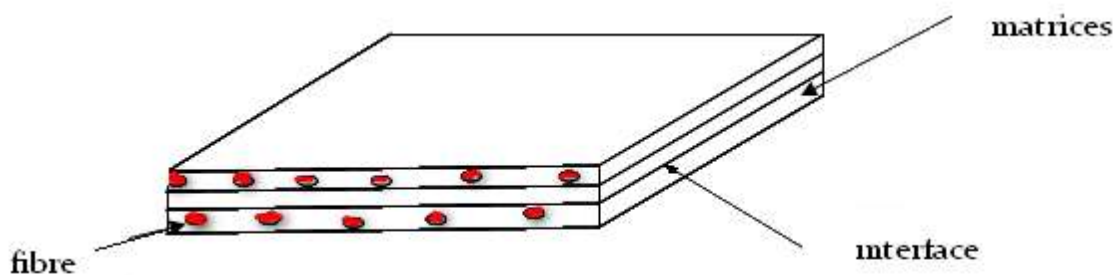


Figure 2.5 : Présentation de l'interface, matrice et fibre [32].

4. LES MATERIAUX COMPOSITES STRUCTURAUX :

La rigidité d'un composite est conditionnée par le nombre et l'empilement des couches, leur nature et leur séquence d'empilement [34]. Ils sont généralement sous forme de :

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

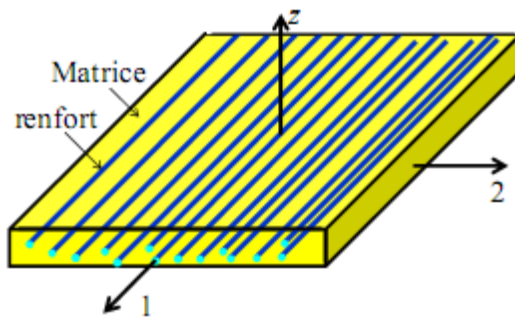


Figure 2.6 : représentation schématique d'un pli [34].

4.1 COMPOSITE STRATIFIÉ :

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

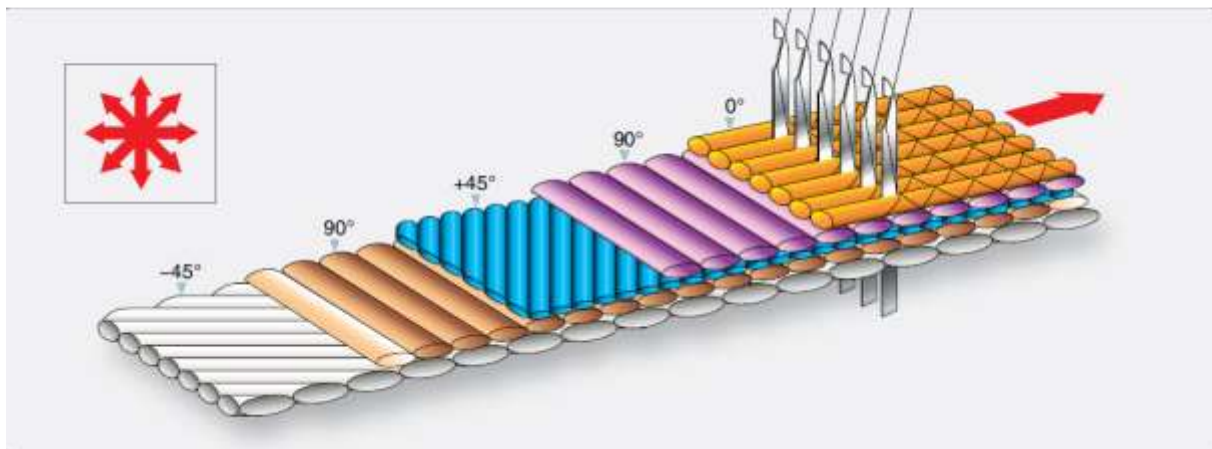


Figure 2.7 : représentation schématique d'un stratifié multidirectionnel [34].

On pourra avoir des stratifiés de type :

- Équilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+ \theta$ que de couches orientées suivant la direction $- \theta$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen, ayant la même orientation des fibres.
- Antisymétrique : stratifié comportant des couches ayant des orientations de fibres opposées.
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

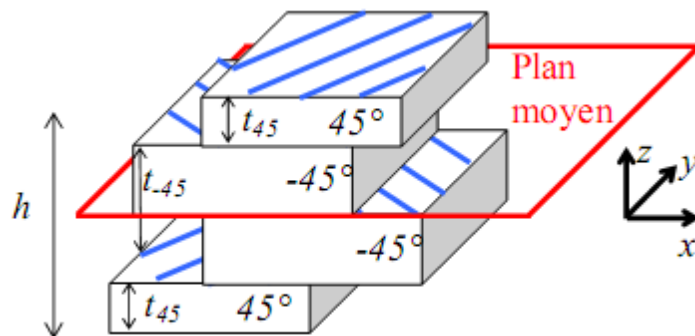


Figure 2.8: représentation schématique d'un stratifié symétrique et équilibré [34]

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

4.2 COMPOSITE SANDWICH

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

La figure 2.9 présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich.

L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande résistance en flexion et c'est un excellent isolant thermique [33].

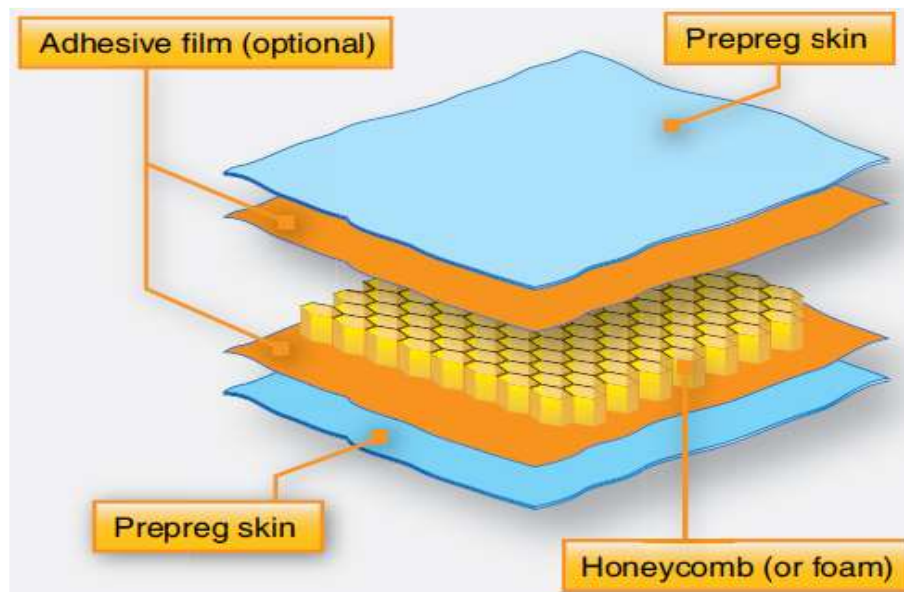


Figure 2.9 : Représentation schématique des différents constituants structure sandwich[34].

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

5. AVANTAGES DES COMPOSITES

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

l'industrie aérospatiale a été attirée par le titane dans les années 1950 pour des raisons similaires, mais a constaté de graves inconvénients après l'investissement de plusieurs millions de dollars dans la recherche, le développement, et l'outillage.

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

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

6. APPLICATIONS DES MATERIAUX COMPOSITES

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

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

6.1 INDUSTRIE AEROSPATIALE :

Dans l'industrie aéronautique, la course à la maîtrise des solutions composites est engagée à grand renfort d'annonces médiatiques entre les deux principaux avionneurs civils, Airbus et Boeing. C'est ainsi qu'Airbus a clairement mis en avant la réalisation du caisson central composite de l'A380 (Figure 2.10 a), jouant un rôle structural clé en assurant la reprise des

efforts de flexion de la voilure et sa liaison au fuselage. De son côté, Boeing annonce le lancement prochain du B787, premier avion de transport de passagers avec voilure et fuselage composites (Figure 2.10 b). En réponse, Airbus a annoncé mi-2006 le programme A350 XWB, essentiellement basé sur l'usage des composites [34].

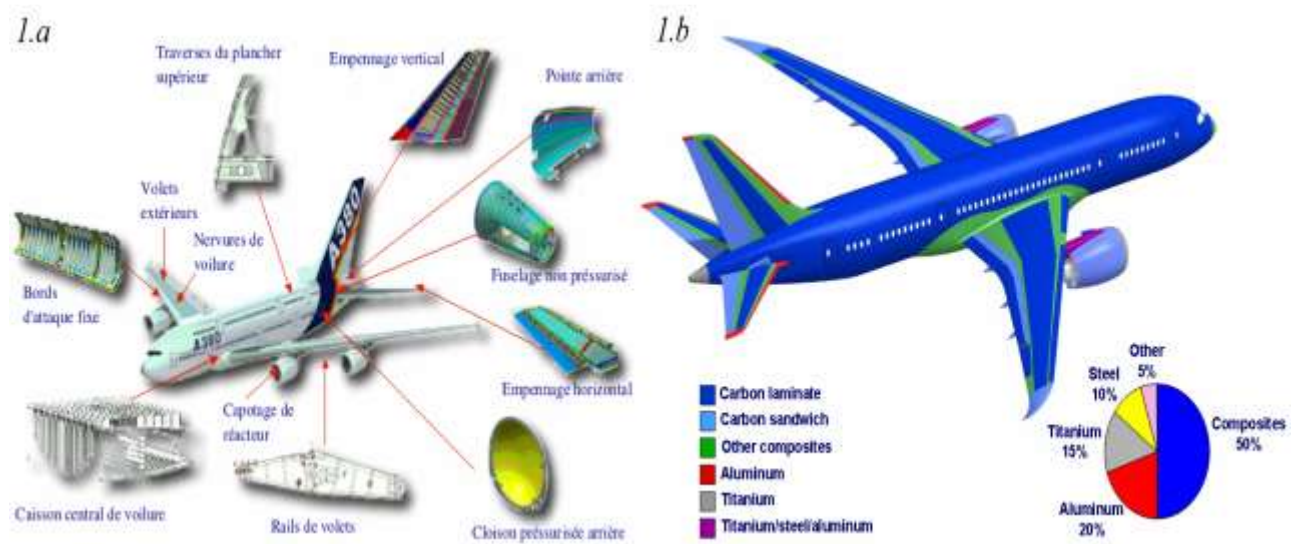


Figure 2.10 : Répartition des matériaux composites dans l'A380..a) source Airbus) et dans le B787 .b), source Boeing) [34].

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

- des propriétés mécaniques spécifiques largement supérieures à celles des matériaux métalliques,
- des propriétés mécaniques "sur mesure" en adaptant la disposition des fibres dans le matériau aux chemins d'efforts attendus,
- une faible sensibilité à la fatigue et à la corrosion permettant de réduire les coûts de maintenance.

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

- réduction de la masse de l'appareil
- réduction de la motorisation
- réduction de l'emport de carburant.

La minimisation de la masse structurale constitue ainsi un défi technologique d'importance auquel les constructeurs répondent par une double démarche. D'une part, l'utilisation de matériaux aux propriétés mécaniques spécifiques accrues permet le dimensionnement de structures plus légères mais tout aussi performantes que les structures classiques. Concrètement cela se traduit dans l'industrie aérospatiale par la généralisation de l'emploi des matériaux composites pour les structures secondaires et leur introduction progressive dans les structures primaires reprenant l'ensemble des principales sollicitations sur l'appareil. D'autre part, la recherche du dimensionnement au plus juste, permettant de traquer toute masse superflue, constitue la porte ouverte pour la pratique de l'optimisation structurale [35].

6.2 INDUSTRIE DES TRANSPORTS TERRESTRES ET MARITIME

L'intégration des matériaux composites dans l'industrie de l'automobile et des transports terrestres a pu réduire substantiellement la consommation de carburant au moyen de l'économie du poids obtenu. Les applications sont très nombreuses dans les domaines des transports. Même ferroviaires avec la fabrication de nombreux éléments de carrosserie et des boucliers amortisseurs de choc placés à l'avant des motrices des T.G.V et qui présentent des performances supérieures en matière d'absorption d'énergie [36].

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

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

L'introduction de matériaux composites, tels que ceux renforcés par la fibre aramide Kevlar 49 associée à la fibre de verre-E conduisant à des propriétés mécaniques supérieures, a permis de diminuer le poids des structures de bateaux rapides (patrouilleurs, bateaux d'intervention ou de service) tout en ayant une résistance suffisante afin d'avoir pour résultat

soit une augmentation de la vitesse pour une puissance donnée, soit une meilleure rentabilité pour la même vitesse ou soit l'utilisation d'une motorisation moins puissante.

6.3 INDUSTRIE DES ARTICLES DE SPORT ET DE LOISIR

De par, leur légèreté, leur bonne tenue à la fatigue statique et dynamique et leur stabilité dimensionnelle, les composites sont des matériaux idéaux pour la fabrication et la conception de très nombreux d'articles de sport et de loisirs [37] que les skis et les bâtons, les raquettes de tennis, les cannes à pêche et de hockey, les planches à voiles et leurs mats, les voiliers de plaisance, les arcs, les cadres de vélos, des instruments de musique, au lieu du bois qui ne pouvait plus faire face à la demande créée par la civilisation des loisirs, ou l'aluminium qui ne correspondait plus aux critères modernes de performance et d'endurance.

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

CHAPITRE 3 REPARATION PAR PATCH DES COMPOSANTS FISSURES PAR FATIGUE.

PARTIE A

APERÇU SUR LES METHODES DE REPARATION DES COMPOSANTS FISSURES PAR FATIGUE

INTRODUCTION

Dans le domaine aéronautique, les composants des appareils souffrent de fissures qui sont causés par le dommage. L'estimation ou bien l'évaluation du niveau de ce dommage nous permet de choisir la procédure de réparation la plus adaptée afin de prolonger la durée de vie de ces composants. Si le niveau de dommages est trop important, les structures sont tout simplement changées. C'est une solution très couteuse. Pour éviter cette solution on utilise une autre solution basée à des réparations pour diminuer ou arrêter le niveau de dommage dans le cas où les fissures apparaissent dans des zones moins critiques. Cette dernière solution fait l'objet du présent chapitre.

D'abords, nous allons donner un aperçu de quelques méthodes de réparation des composants fissurés par fatigue. En particulier, nous orientons ce chapitre vers la méthode de la réparation des structures par collage du patch en composite.

Plusieurs méthodes ont été utilisées pour la réparation des structures fissurées, ces méthodes peuvent être classées en trois familles principales:

- Plastification du fond et du voisinage de la fissure tel que la méthode de surcharge [40], empreinte de billes [41], grenailage [42], etc.
- Fermeture de fissure tel que l'injection de résines [43], ajout d'un patch composite [44], ou soudage de tôles [45], etc.
- Modification géométrique du fond de fissure tel que le meulage [46], perçage d'un trou expansé ou non [47], etc.

1. PLASTIFICATION AU VOISINAGE DE LA FISSURE :

Cette méthode tend à renforcer, ou éliminer la singularité en pointe de fissure par le

changement du comportement de la structure réparée à la pointe de la fissure et par conséquent l'augmentation de la durée de vie totale (durée de vie bénéfique) est due à la nouvelle phase de réamorçage d'une nouvelle fissure. Il y a trois techniques basées sur ce principe :

1.1 METHODE DE SURCHARGE :

L'augmentation momentanée du niveau de charge au cours d'un essai de fissuration par fatigue à amplitude de chargement constante conduit à un retard à la propagation d'une fissure. Ce phénomène constitue un grand avantage pour les pièces en service, puisqu'il contribue à une augmentation de la durée de vie. C'est pour cette raison que ce phénomène a tant attiré l'attention des chercheurs dans le domaine de la fatigue [40]. En effet, de nombreuses études ont été effectuées pour quantifier différents paramètres susceptibles de caractériser le retard après l'application d'une ou de plusieurs surcharges. De même, divers modèles ont été proposés pour décrire le retard à la propagation.

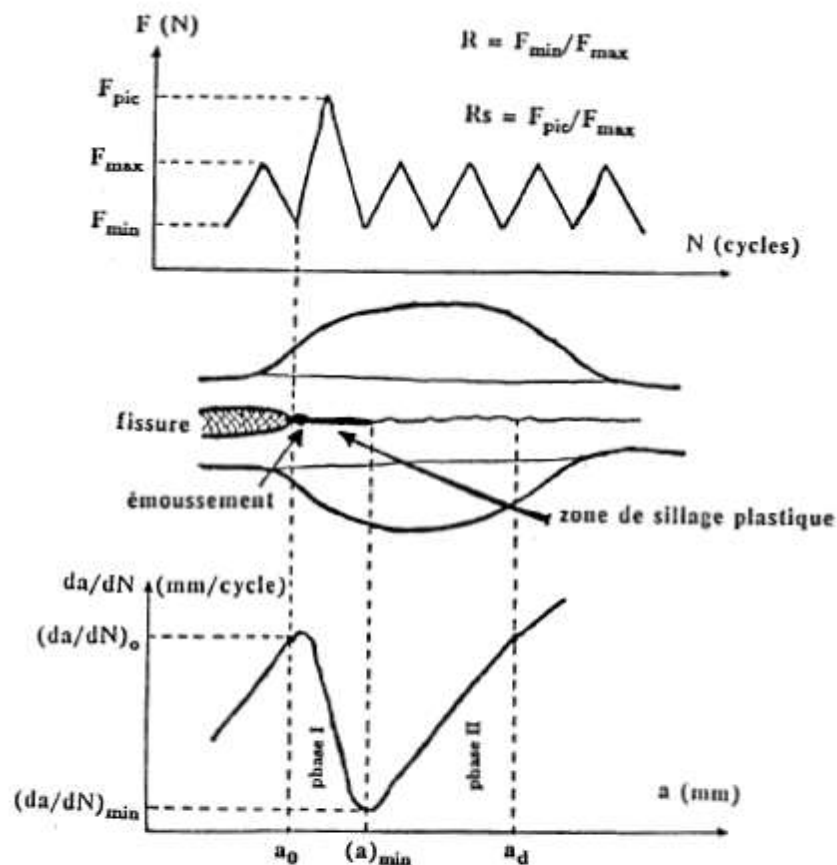


Figure 3.1 Illustrations des mécanismes du retard après surcharge ; a) cycle de charge ; b) schématisation de la morphologie de la fissure. c) évolution de la vitesse de fissuration en fonction de a (mm) [40].

La figure 3.1 illustre les mécanismes du retard dû après l'application de la méthode de surcharge.

Afin d'expliquer le processus du retard, de nombreux phénomènes physiques ont été mis en évidence, dont les principaux sont, sans vouloir préjuger de leur influence respective :

- l'interaction des zones plastiques,
- la fermeture de fissure,
- l'écroûissage cyclique,
- le seuil de non fissuration,
- les contraintes résiduelles,
- les branchements de la fissure ... etc.

Les travaux de [48,49] montrent que la vitesse minimale (da/dN) min atteinte après surcharge est sensible à la valeur du rapport de surcharge R_{pic} comme l'indique la figure 3.2. Plus l'amplitude de la surcharge est élevée, plus la vitesse minimale (da/dN) min est faible. Le blocage complet de la propagation peut avoir lieu à partir d'une certaine valeur limite de R_{pic} .

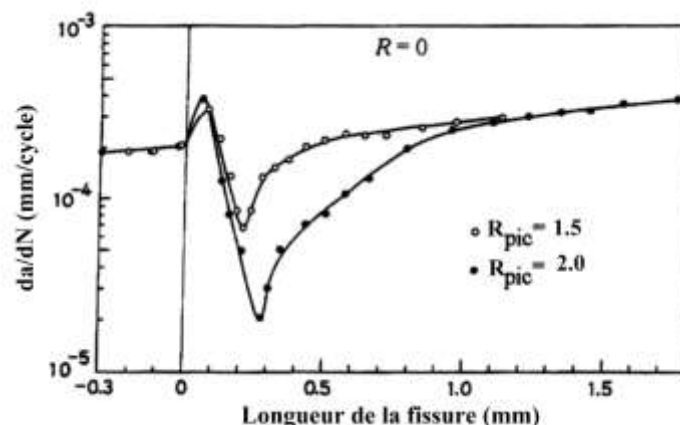


Figure 3.2 Effet du rapport de surcharge R_{pic} sur la vitesse de propagation de la fissure avec un rapport de charge $R = 0$, selon H.tsudkuda [48].

En général, la vitesse atteinte juste après l'application de la surcharge peut être caractérisée par un coefficient de sévérité S_r qui est exprimé par :

$$S_r = \frac{\left(\frac{da}{dN}\right)_{\min}}{\left(\frac{da}{dN}\right)_{base}}$$

(da/dN) base correspond à la vitesse de propagation atteinte avant l'application de la surcharge.

Les travaux de Kikukawa [50], dans le cas d'un acier de construction E36 d'épaisseur

12 mm, mettent en évidence l'influence du rapport de surcharge

R_{pic} ($R_{pic} = \frac{K_{pic}}{K_{max}}$) sur le nombre de cycles de retard N_d .

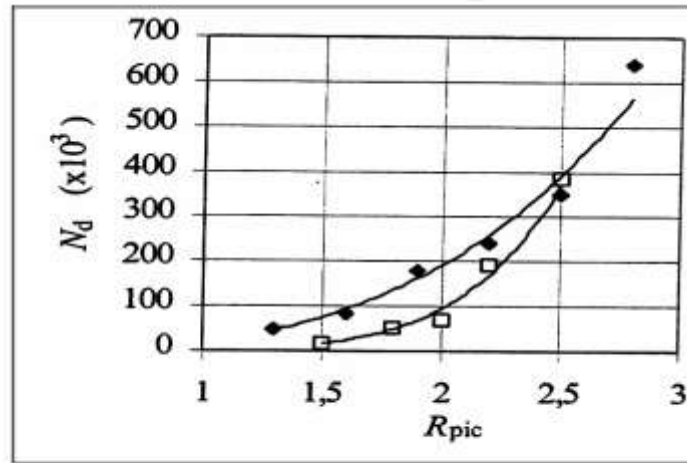


Figure 3.3 Evolution du nombre de cycles affectés par le retard N_d en fonction du rapport de surcharge R_{pic} . [49]

La figure 3.3 regroupe les différents résultats de [49,51]. Ces résultats montrent que le nombre de cycles affectés par le retard N_d augmente avec le rapport de surcharge R_{pic} selon une fonction puissance.

1.2 EMPREINTE DE BILLES

Dans le cas des fissures débouchantes de part et d'autre du composant, il est possible de réaliser des empreintes de billes de type Brinell de part et d'autre du fond de la fissure. Cette technique a pour but d'introduire localement des contraintes résiduelles de compression qui s'opposent à l'ouverture de fissure et diminuent de fait la force motrice de propagation.

Des chercheurs ont utilisé une bille en acier de 8 mm de diamètre pour ralentir la propagation de la fissure sur une pièce d'aluminium 2024 d'épaisseur 2 mm [52]. La bille est pressée en fond de fissure ($a_0 = 10$ mm) par une force de 700 Kgf (6860 N). L'empreinte obtenue atteint un diamètre de 2,8 mm. Le tableau 3.1 fournit les résultats obtenus par cette méthode en terme de gain de durée de vie et donne le nombre de cycles pour propager la fissure jusqu'à une longueur finale de 80 mm. de la fissure de $a_0 = 10$ à $a_f = 80$ mm [52].

		Sans empreintes		Avec empreintes	
$\sigma_a = 6.5$ Kgf/mm ²	Eprouvette	19d	19e	19b	21g
	N (Kcycles)	8.61	8.15	516.8	> 528.5
$\sigma_a = 5.0$ Kgf/mm ²	Eprouvette	19a	16d	21d	19f
	N (Kcycles)	20.86	22.19	> 1460	> 2918

Tableau 3.1 Durée de vie en fatigue N en kilocycles pour la propagation. [52]

Après indentation, les auteurs constatent que la durée de vie en fatigue augmente d'un facteur égal à 62 par rapport à une fissure non réparée pour une amplitude de contrainte $\sigma_a = 6.5 \text{ Kgf/mm}^2$ (63.7 N/mm^2) et d'un facteur de 102 pour une amplitude de contrainte $\sigma_a = 5.0 \text{ Kgf/mm}^2$ (49 N/mm^2).

1.3 GRENAILLAGE

Le grenailage est une technique largement utilisée comme traitement de surface pour améliorer les propriétés de fatigue des composants d'ingénierie. C'est particulièrement le cas dans l'industrie aéronautique où les composants structuraux fabriqués par des alliages d'aluminium à haute résistance sont grenailés de manière naturelle. La grenaille durcit et endure la surface, et développe également une grande contrainte de compression dans les couches de surface. Des travaux antérieurs ont montré que l'effet de grenailage sur les alliages d'aluminium influence sur le comportement à la fatigue [53].

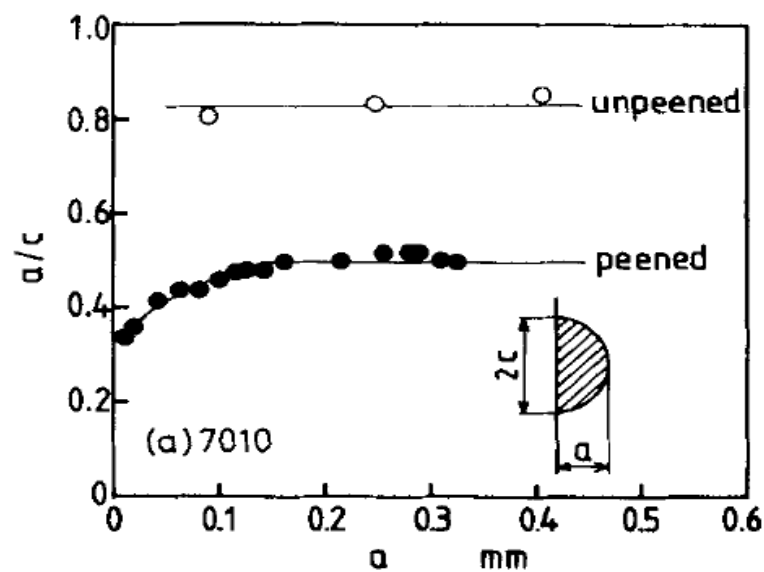


Figure 3.4 Variation du rapport d'aspect de fissure a/c en fonction de a [53].

Avec :

$2c$: la longueur de fissure à la surface

a : la longueur de fissure maximale dans la direction de profondeur.

La variation du rapport d'aspect de fissure a/c avec a est représentée sur la Fig. 3.4. En alliage d'aluminium 7010, La valeur inférieure du rapport d'aspect de la fissure dans l'échantillon grenailé est le résultat des contraintes résiduelles compressives causé par le grenailage. La diminution du rapport d'aspect de la fissure de l'échantillon grenailé dans la couche de surface est causée par le fait que la source de la fissure dans les éprouvettes grenailée est toujours située dans une région de pliage de surface intense et la fissure initiale à une plus grande longueur de fissure sur la surface.

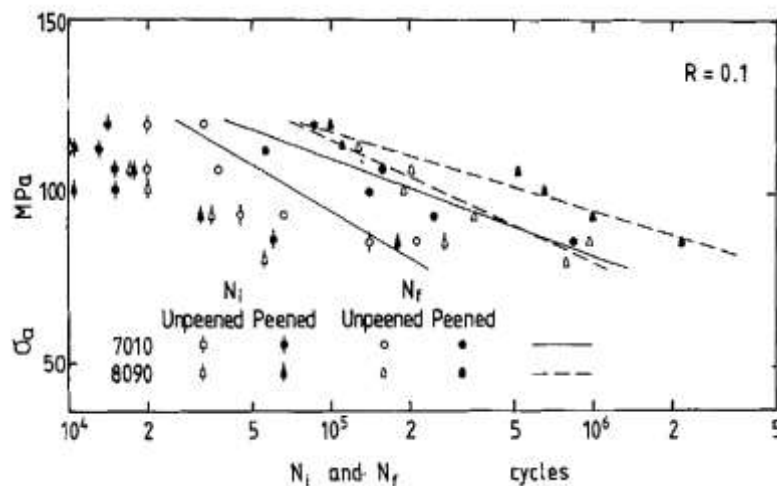


Figure 3.5 relations entre l'amplitude de contrainte et le nombre de cycles pour déclencher l'initiation [53]..

La Figure.3.5 montre que la durée d'initiation de la fissure est définie comme le nombre de cycles nécessaires pour pousser une fissure à une longueur de $0,1\text{ mm}$. Étant donné que la dispersion de l'ouverture de la fissure vit est assez grande, les courbes de corrélation entre l'amplitude de contrainte et le nombre de cycles de démarrage de fissure ne sont pas indiquées sur la figure. On constate que le démarrage des fissures vit d'éprouvettes grenailées dans les alliages d'aluminium 7010 et 8090 sont plus courts que ceux des éprouvettes non grenailées.

Une autre recherche dans ce contexte a été faite par [42], il a fait une étude expérimentale pour montrer l'effet de la zone grenailée sur le comportement de la structure comme indiquer la figure 3.6 .Dans cette figure les plaques ont des trous rectangulaires différents qui ont été réalisés dans des positions particulières pour exposer la région désirée au

flux de tir. L'échantillon plaqué a ensuite été bombardé avec une tige en acier rond avec une intensité. Les surfaces latérales de l'échantillon fatigué ont été étirées sur les régions (1) derrière la pointe de fissure pour $S1$; (2) autour de la pointe de fissure pour $S2$; (3) devant la pointe de fissure pour $S3$; et (4) adjacente à l'encoche de démarrage pour $S4$, respectivement.

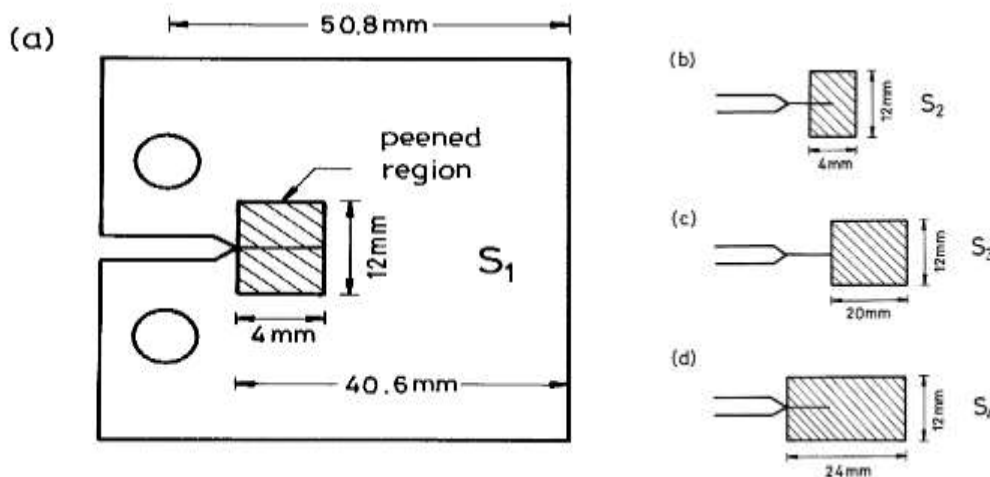


Figure. 3.6. Emplacement des régions soumises à grenailleur: a) derrière la pointe de fissure, (b) autour de la pointe de fissure, (c) devant la pointe de fissure et (d) adjacente à l'entaille de démarreur [42].

Des tests de fatigue ont été réalisés par la machine de fatigue. Le comportement de fermeture de la fissure a été mesuré avec une jauge de contrainte de face arrière. Le degré de fermeture des fissures est quantifié en termes de fraction U

$$U = \frac{K_{\max} - K_{op}}{K_{\max} - K_{\min}}$$

Où :

K_{\max} : Facteur d'intensité de contrainte maximale appliquée

K_{\min} : Facteur d'intensité de contrainte minimale appliquée.

K_{op} : Facteur d'intensité de contrainte à laquelle la fissure commence à s'ouvrir complètement.

Après cette étude il a trouvé que :

1. le grenailleur introduit dans différentes régions sur les surfaces latérales des éprouvettes fatiguées, a donné lieu à la variation de la grandeur de la durée de réinitialisation et du taux de croissance des fissures pour chacune de ces éprouvettes.
2. La dureté a augmenté à et au-dessous des couches superficielles d'éprouvettes fatiguées grenillées. L'augmentation de la dureté ou du durcissement par déformation n'est pas la cause principale du retard de fissuration. La fermeture de la fissure est supposée être la raison probable.

3. L'emplacement des régions grenillées a une incidence sur la fermeture des fissures et le retard de croissance qui en résulte. Dans le cas des régions grenillées devant la pointe de la fissure et à côté de l'entaille au démarrage, la reprise du taux de propagation régulière semblait ne pas être attendue. Ce phénomène est venu de l'observation que la fissure a été incorporée dans les régions grenillées pendant une grande durée, et l'effet de fermeture était, par conséquent longtemps considéré comme une croissance dépressive déprimante.

2. FERMETURE DE FISSURE

Cette méthode tend à renforcer la structure endommagée par un nouveau matériau qui fait l'objet de fermer la fissure par injection de résines, ajout d'un patch composite ou soudage de tôles.

2.1 METHODE D'INFILTRATION

Le principe de cette méthode est basé sur l'introduction d'objets étrangers dans une fissure pour la promotion de la fermeture prématurée des fissures et donc un retard de croissance de la fissure. L'Azote pressurisé est utile pour forcer les matériaux utilisés pour la fermeture de fissure [54]. La résine époxy a été choisie comme constituant prédominant des matériaux de fermeture en ce sens qu'une bonne adhérence pour l'amélioration de l'étirage de fermeture avec moins de mise à l'échelle des surfaces de fissures sous des actions répétées des charges transmises entre les surfaces de fissure. Le matériau de fermeture de la base de résine époxy contribue au retard de fissuration induit par l'infiltration et la résine époxy renforcée au carbure de silicium présente un meilleur retardement de l'efficacité avec une plus grande dureté. [50] a déterminé la fonction qui quantifie le niveau de fermeture de la fissure :

$$U = \frac{K_{\max} - K_{op}}{K_{\max} - K_{\min}} = \frac{\Delta K_{eff}}{\Delta K}$$

Ou : K_{\max} : Facteur d'intensité de contrainte maximal,

K_{op} : Facteur d'intensité de contrainte d'ouverture de la fissure,

K_{\min} : Facteur d'intensité de contrainte minimal.

ΔK_{eff} : Amplitude du facteur d'intensité de contraintes effective

ΔK : Amplitude du facteur d'intensité de contraintes nominal.

Des plusieurs chercheurs travaillent sur les paramètres qui influencent sur l'efficacité de la méthode d'infiltration pour réparer les structures fissurées, parmi ces paramètres :

- le type de résine,
- la taille des particules de la poudre,
- la densité des particules de la poudre utilisée
- la charge d'infiltration.

2.2 COLLAGE D'UN PATCH COMPOSITE

Le concept d'utilisation des matériaux composites collés en tant que moyen à maintenir le vieillissement des structures aéronautiques a été institué en Australie il y a approximativement trente ans. Depuis ce temps, il a été appliqué avec succès dans de nombreuses situations exigeant de réparations. Ces applications n'ont pas été limitées en Australie. Le Canada, le Royaume-Uni, les Etats-Unis, et la France ont également bénéficié de l'utilisation de cette technologie [55].

Plusieurs études numériques ont été effectuées sur des structures réparées afin d'analyser l'influence du patch composite sur la propagation de la fissure. Ces patchs viennent se coller sur la zone endommagée afin de ponter des fissures existantes. De nombreux travaux ont été menés sur ce sujet [56, 57,58]. La figure 3.7 représente le modèle géométrique de la plaque fissurée réparée par patch en composite.

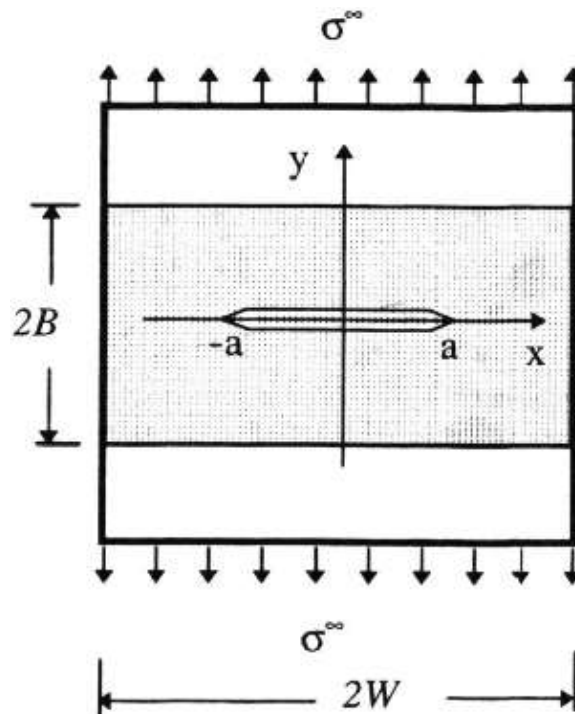


Figure 3.7 Géométrie du modèle étudié [56].

Les dimensions et les propriétés des matériaux du modèle réparé sont données dans le tableau 3.2

Matériau	Module de Young (GPa)	Coefficient de Poisson	Epaisseur (mm)	Longueur (mm)	largeur (mm)
Plaque	71	0.33	3	500	500
renforcement	207	0.3	1.02	100	500
Adhésif	1.89	0.35	0.203	100	500

Tableau 3.2 Dimensions et propriétés des matériaux [56].

La figure 3.8 représente la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour une structure réparée et non réparée

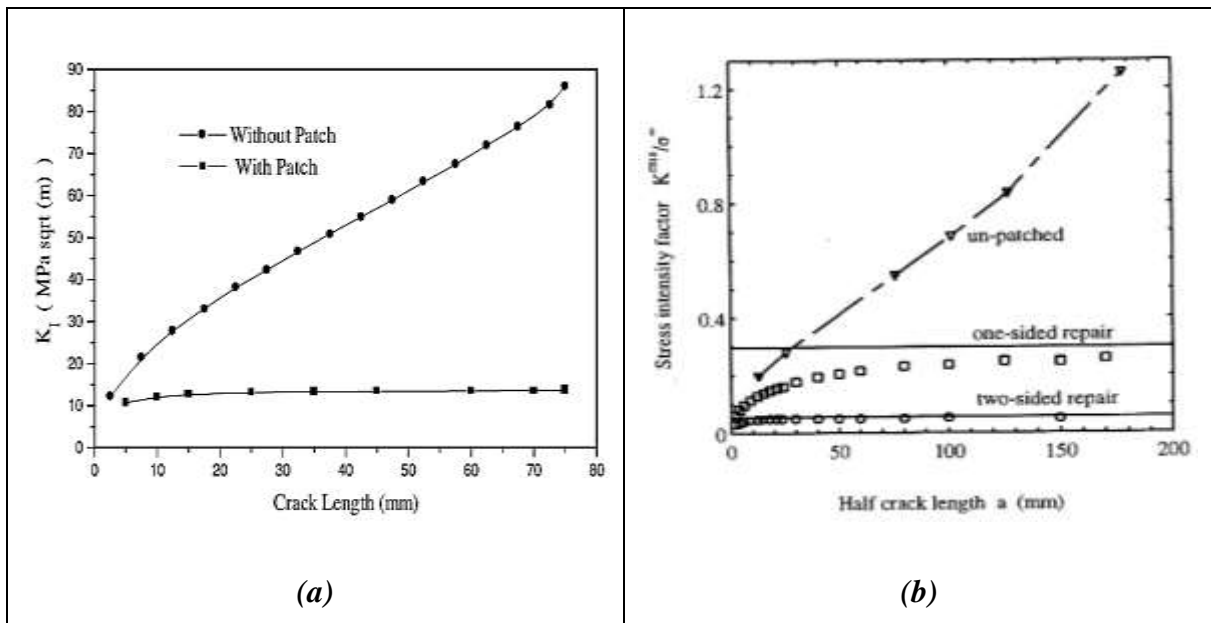


Figure 3.8 Variation de FIC en fonction de la longueur des fissures a) variation de FIC entre une structure fissurée réparée et non réparée [58] b) variation de FIC entre une structure fissurée réparée d'un seul, de deux cotés et non réparée [56].

On observe que la réparation par patch diminue fortement le facteur d'intensité de contrainte. C'est parce que le patch composite supporte les charges qui favorisent la propagation de la fissure [58] et rigidifient la structure, ce qui prolonge ainsi sa durée de vie. Le FIC pour la réparation d'un côté dépasse de manière significative la valeur de la réparation correspondante à deux côtés, ce qui indique que la flexion secondaire induite par l'excentricité du patch de charge a un effet considérablement néfaste sur l'efficacité des renforts liés. Cependant, les résultats présentés dans la figure 3.8 b montrent également que dans les deux

cas, le *FIC* n'augmente pas indéfiniment, mais augmente monotonement vers une valeur asymptotique [56]. Cela signifie que les matériaux de patchs sont plus souhaitables pour la réparation.

La figure 3.9 représente la variation du facteur d'intensité de contrainte moyen en fonction de du rapport de longueur de fissure par la largeur de la plaque réparée de deux côtés et non réparée.

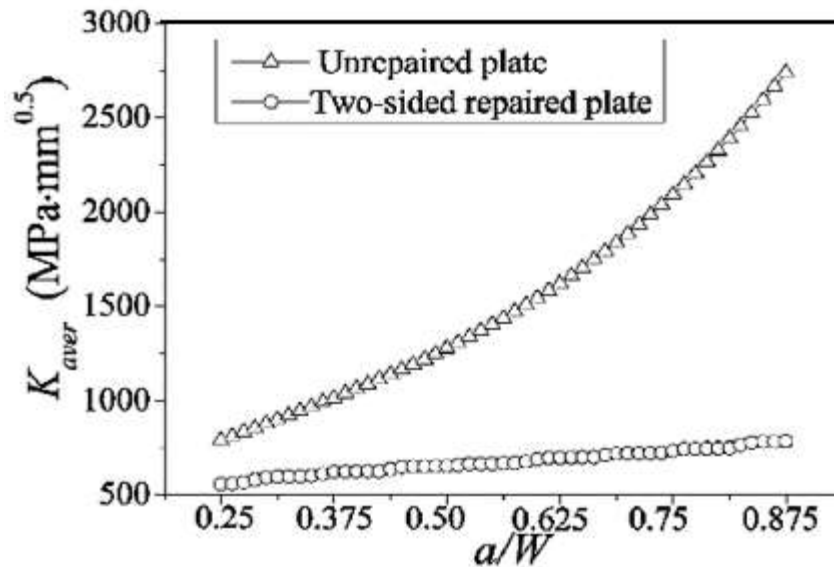


Figure 3.9 *FIC* moyen en fonction de a/W pour une fissurée réparée d'un seul, de deux cotés et non réparée [59].

Les résultats numériques présentés par la figure ont montré que le *FIC* augmente significatif avec l'augmentation de la longueur de fissure. Le *FIC* dans les plaques réparées à deux côtés est considérablement réduit par les patchs [59].

Autres chercheurs ont étudié l'influence du patch collé sur la durée de vie de la structure réparé [59, 60,61]. La figure 3.10 illustre la durée de vie de la fatigue (longueur de fissure par rapport au nombre de cycles) pour des plaques non réparées et réparées avec un patch composite.

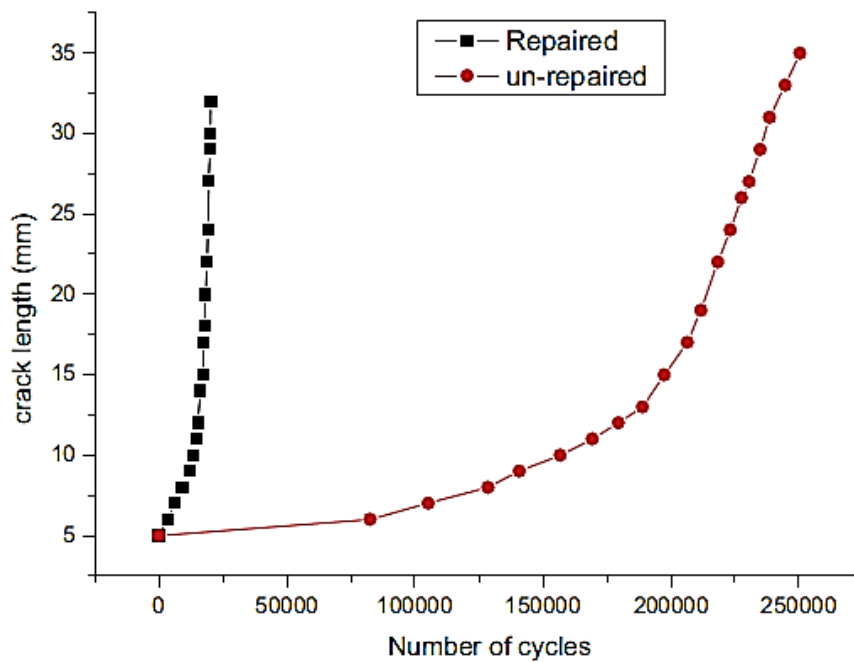


Figure 3.10 Durée de vie d'une plaque fissurée réparée et non réparée [60].

On peut noter à partir de cette figure que la durée de vie est fortement améliorée par la présence du patch composite. En effet, le nombre de cycles à la rupture est augmenté dix fois avec la présence du patch composite et onze fois avec un patch composite vieilli. Cela signifie que la réparation par patch composite peut améliorer considérablement la durée de vie de fatigue globale des structures d'aéronefs [60].

3. MODIFICATION GEOMETRIQUE DU FOND DE FISSURE

Cette technique de réparation est basée sur le principe de modification de la géométrie du fond de fissure par enlèvement de matière. Elle est divisée en trois techniques.

3.1 TECHNIQUE DU MEULAGE

Cette technique de réparation est basée sur le principe d'élimination des fissures par enlèvement de matière. La figure 3.11 représente le principe de cette technique. Elle permet ainsi d'éliminer la singularité créée par le front de la fissure. C'est une technique simple qui nécessite un matériel moins encombrant et moins coûteux (une meule). Le meulage peut engendrer de bons résultats en termes de durée de vie bénéfique moyennant quelques précautions élémentaires au niveau de sa mise-en-œuvre. Cependant, cette technique peut fragiliser la structure du fait de la diminution localisée de la section. Ce qui nécessite une vérification par les calculs de la tenue mécanique de telles structures après réparation.

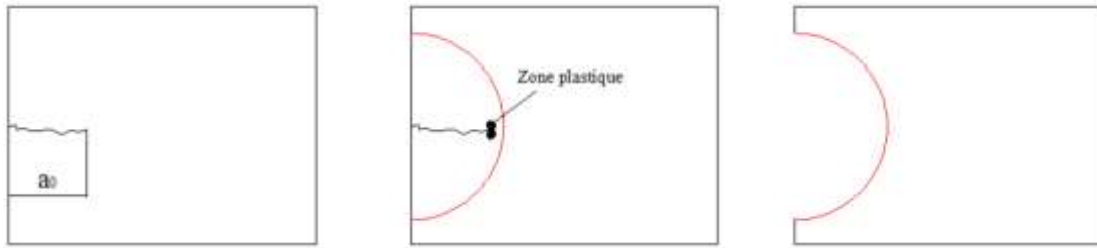


Figure. 3.11 Schéma de principe du meulage.

Elle est souvent recommandée dans le cas des réparations des fissures dans des structures épaisses (appareils à pression, rails,...) [46, 62, 63,64]. Elle est aussi utilisée comme technique de parachèvement dans le cas des joints soudés en vue de permettre l'extension de leur durée de vie.

3.2 TECHNIQUE DE PERÇAGE D'UN TROU

Le perçage d'un trou en fond d'une fissure permet un arrêt temporaire de la propagation de la fissure. Cette méthode est basée sur la modification géométrique en fond de la fissure. Le perçage est effectué en fond de fissure comme le montre le schéma de la figure 3.12. C'est une méthode ancienne et largement répandue pour la réparation des composants mécaniques fissurés [65]. Elle est effectuée dans le but d'en augmenter la durée de vie ce qui entraîne une réduction du facteur local de concentration de contrainte K_t ce qui a pour conséquence la réduction de la contrainte maximale. Cette technique apporte différents avantages : elle est simple à réaliser, reproductible et utilisable pour des structures qui ne sont accessibles que d'un seul côté. Elle permet de garder la structure en service en attendant un éventuel changement de la pièce endommagée.

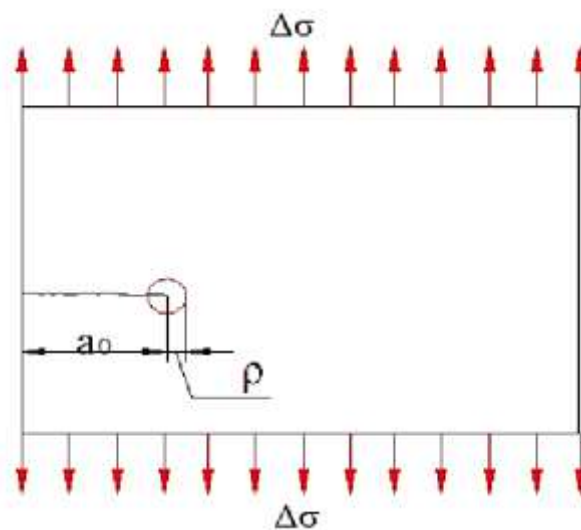


Figure 3.12 perçage en fond de fissure

Où :

a_0 : longueur initiale de la fissure de fatigue

ρ : rayon du trou percé

$a_0 + \rho$: longueur de la fissure après perçage

Dans le domaine élastique, les contraintes et les déformations locales peuvent être obtenues à partir du facteur de concentration de contraintes K_t , défini par :

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_N} = \frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_N}$$

σ_{\max} et ε_{\max} sont les contraintes et les déformations locales,

σ_N et ε_N sont les contraintes et les déformations nominales.

D'autres chercheurs [66] a proposé cinq configurations de réparations de fissure par perçage (figure 3.13) : (a) trou débouchant, (b) trou en fond d'entaille, (c) trou avec entaille à faces inclinées symétriques, (d) trou avec entaille à faces inclinées asymétriques, (e) trou et entaille inclinée,

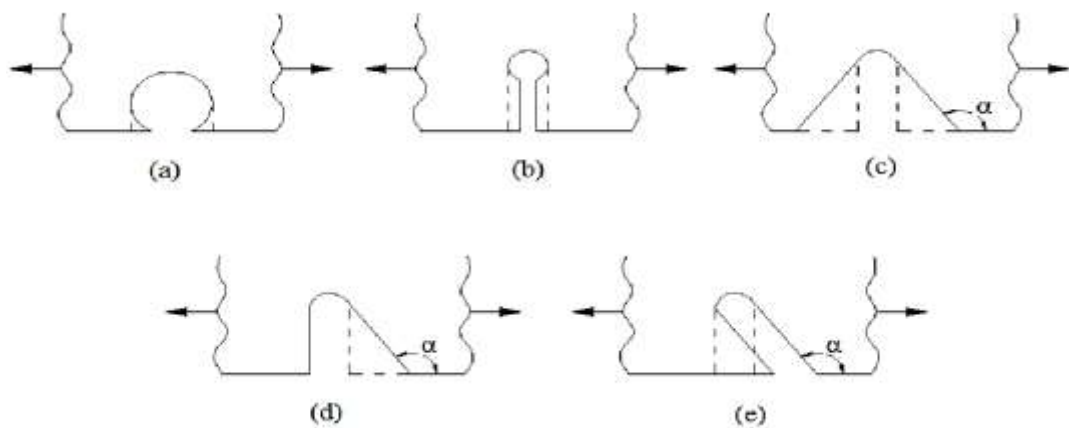


Figure 3.13 Configurations équivalentes d'entailles [66]

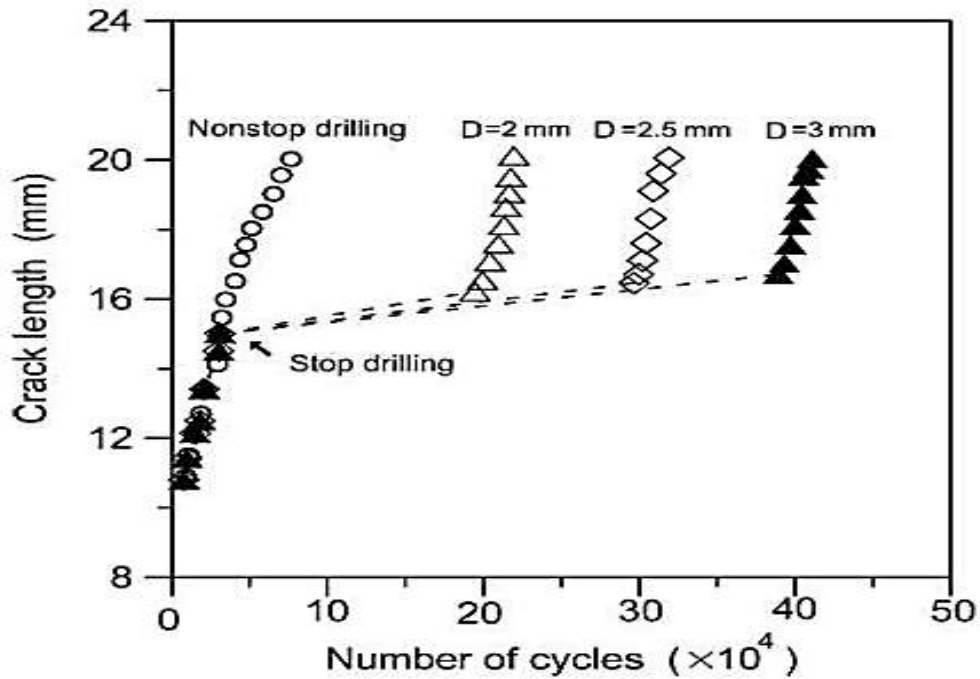


Figure 3.14 Effet du diamètre de trou sur la durée de vie d'un alliage d'aluminium 6061-T651 [67]

Le perçage à l'extrémité de la fissure augmente le rayon au front de fissure ce qui a pour conséquence la réduction de la contrainte maximale (singularité). Cette opération stoppe la fissure pendant un certain nombre de cycles [67]. Le nombre de cycles de réamorçage N_a est le nombre de cycles gagnés sur la durée de vie par rapport à une structure non réparée.

La figure 3.11 illustre cet arrêt de la propagation. L'amorçage de la fissure est retardé par le perçage du trou et la durée de vie augmente avec l'accroissement du diamètre du trou.

3.3 METHODE DU PERÇAGE AVEC EXPANSION (COLD WORKING)

L'utilisation de l'expansion de trou est adoptée comme un processus de réparation des structures pour augmenter la durée de vie des composants endommagés. Cette technique est obtenue par le passage à travers le trou d'un corps (mandrin ou bille) de diamètre D supérieur à celui du trou initial d_0 ($D > d_0$) [68]. La figure 3.15 représente la technique d'expansion [60]. Les paramètres influant sur le retard de propagation des fissures sont le degré d'expansion et la géométrie de la structure. Le degré d'expansion est défini en pourcentage ($DE \%$) par : La fissure de fatigue peut être arrêtée ou retardée par une diminution de la netteté de l'entaille et par des contraintes de compression résiduelles à la pointe de fissure.

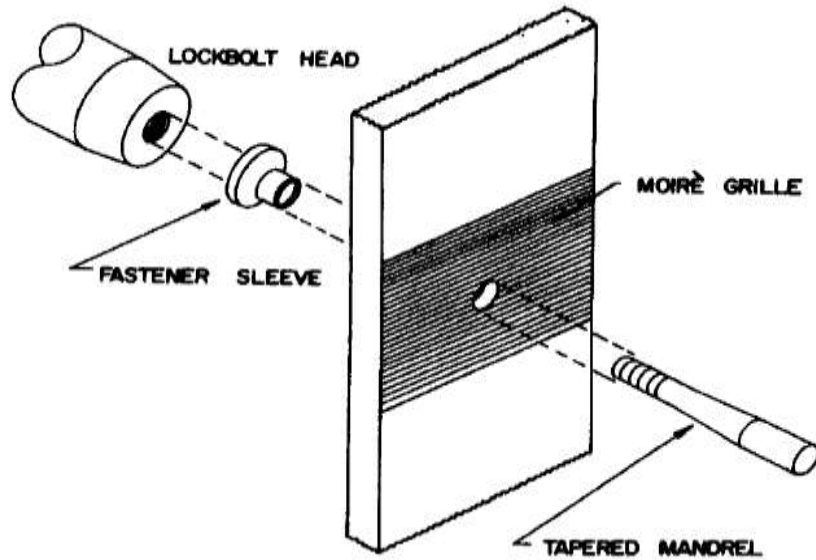


Figure 3.15 Processus de l'expansion [69].

La figure 3.16 explique le phénomène d'expansion. On remarque que les contraintes résiduelles au bord peuvent être de compression ou de traction après le perçage du trou. Quand le mandrin est enfoncé dans le trou, les contraintes au bord sont de traction et peuvent atteindre la limite d'élasticité du matériau. Lorsque le mandrin quitte le trou expansé, pour respecter les conditions d'équilibre, la zone déformée génère des contraintes résiduelles de compression au bord du trou. La taille de la zone plastifiée dépend du degré d'expansion. Les contraintes normales radiales sont nulles au bord puis deviennent négatives (compression) en s'éloignant de celui-ci. Les contraintes circonférentielles sont de compression du bord jusqu'à une distance (r_{x0}) puis deviennent de traction. De plus, le contact de la bille ou du mandrin sur le trou peut améliorer l'état de surface, ce qui a un effet bénéfique sur l'amélioration de la durée de vie.

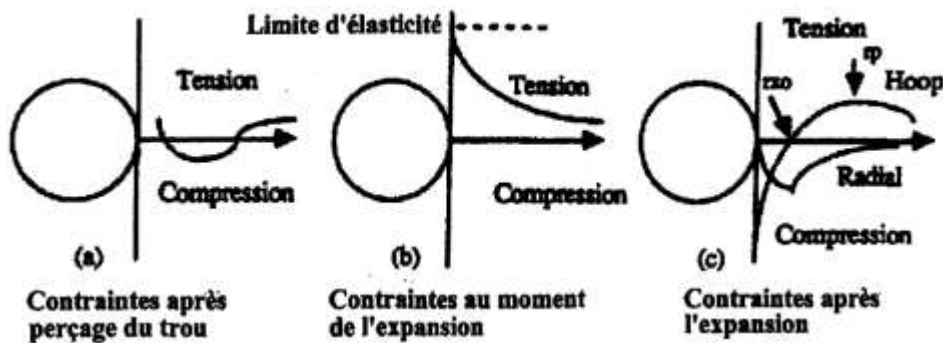


Figure 3.16 Phénomène du processus de l'expansion du perçage [70].

Le processus d'expansion de travail à froid a été réalisé en forçant une bille en acier dur de 6 mm à l'intérieur d'un trou pré-percé (les diamètres initiaux du trou sont: 5.9, 5.8, 5.75, 5.6 et 5.5 mm pour l'alliage d'aluminium et 5.8, 5.75 mm pour l'acier) figure 3.17, Ce processus est illustré dans [71]. Le matériau utilisé pour cette étude était l'alliage d'aluminium Al 6082-T6.

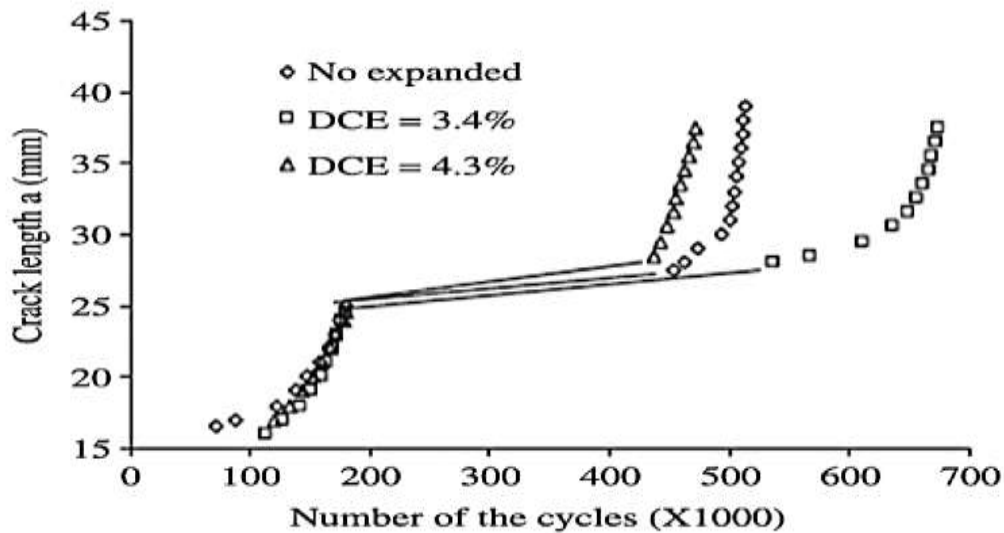


Figure 3.17 Courbe d'initiation des fissures en fonction de nombres des cycles [71].

Plusieurs chercheurs ont joué sur les différents paramètres influençant sur l'efficacité de cette technique. Des auteurs [71] proposent un modèle pour le calcul de l'endommagement. Ils ont montré que l'expansion conduit non seulement à une augmentation de la période d'amorçage mais aussi à une diminution de la vitesse de propagation après le réamorçage soit également à un accroissement de la durée de vie à la propagation de la fissure pour la même longueur.

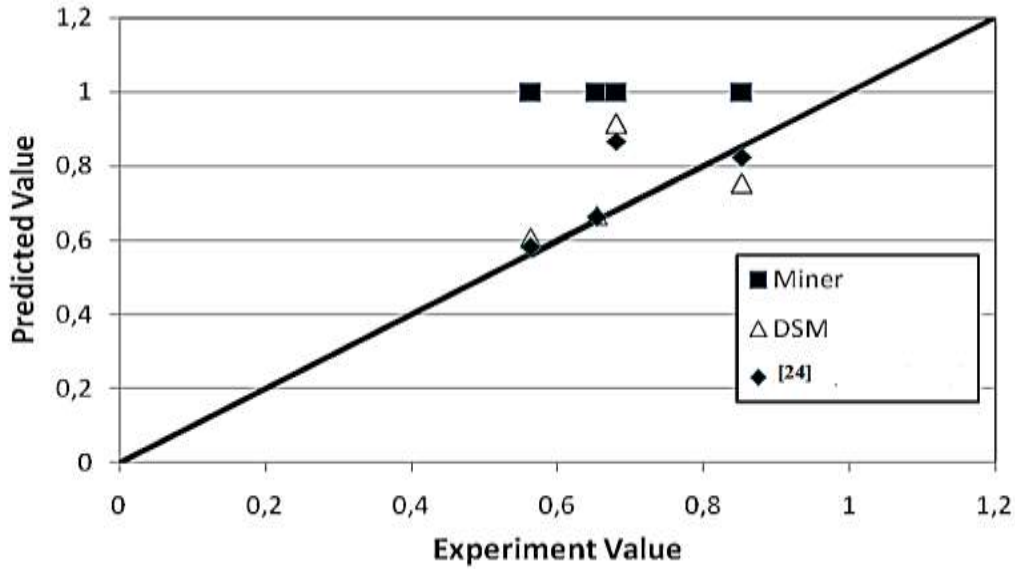


Figure 3.18 Comparaison entre les résultats théoriques et les résultats expérimentaux pour différentes conditions de chargement [71].

La figure 3.18 montre la comparaison entre les modèles de prédiction (Miner 'Rule, modèle DSM et l'approche énergétique) avec des résultats expérimentaux pour différentes conditions de chargement (deux et quatre blocs avec des charges croissantes et décroissantes) pour les éprouvettes pré-fissurées et réparées par le processus technique de Expansion à froid.

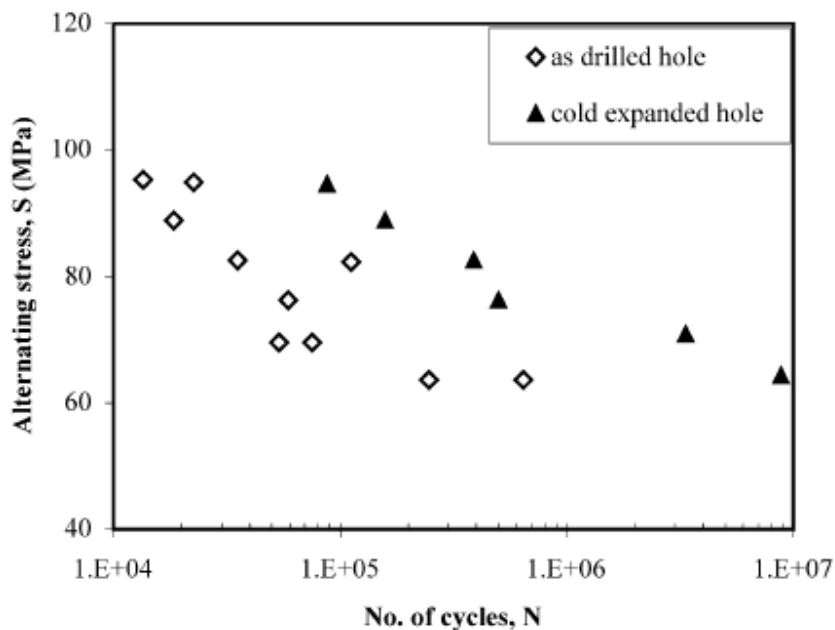


Figure 3.19 Courbe S-N des résultats expérimentaux de fatigue [72].

La figure 3.19 montre que les éprouvettes avec expansion peuvent atteindre une amélioration de la durée de vie de 10 fois par rapport aux éprouvettes sans expansion. Cette

amélioration est attribuée à l'effet des contraintes résiduelles de compression induites par la déformation plastique au bord du trou [68,70]. Ils ont montré que l'expansion conduit non seulement à une augmentation de la période d'amorçage mais aussi à une diminution de la vitesse de propagation après le réamorçage soit également à un accroissement de la durée de vie à la propagation de la fissure pour la même longueur.

PARTIE B

ETAT DE L'ART SUR LA REPARATION PAR PATCH EN COMPOSITE

INTRODUCTION

Les structures peuvent subir des dommages locaux et des fissures microscopiques à cause des défauts métallurgiques ou de conditions d'exploitation extrêmes, L'accumulation de défauts a un effet néfaste sur la durée de vie de ces structures. Afin d'arrêter l'évolution de ces défauts, plusieurs techniques de réparation ont été proposées comme on a mentionné dans la première partie de ce chapitre. Pour éviter les inconvénients des méthodes de réparation traditionnelles, les chercheurs trouvent une nouvelle solution qui aidera à surmonter les difficultés existantes. Dans ce contexte, le patch de matériau composite est une méthode très prometteuse pour réparer et / ou renforcer les structures métalliques [55,57]. Les patches composites empêchent la croissance des fissures et prolongent donc la durée de vie de la structure réparée. Il est utilisable dans des environnements explosifs. Ainsi, ils peuvent être complétés plus rapidement avec un faible poids ajouté et ne provoquent pas de concentration de contraintes. Ces caractéristiques réduisent considérablement le coût et le temps des réparations et des renforts.

Plusieurs recherches ont été effectuées dans le passé et continuent jusqu'à présent à améliorer les paramètres affectant l'efficacité de la réparation par patch composite. Cette partie présente des recherches étudiant l'effet des différents paramètres géométriques et mécanique sur la qualité de réparation par patch en composite.

1. EFFET DE TYPE D'ANALYSE

Les composants aéronautiques sont soumis en service à des sollicitations mécaniques donnant lieu à des états de contraintes généralement multiaxiaux et à amplitude variable, ce qui provoque un phénomène d'endommagement par fatigue et par corrosion. En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les avions dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement mises en place pour détecter les défauts ou les dommages. Cependant, le coût pour changer des parties importantes de la structure ou de grands composants tels que la voilure est très souvent

rédhibitoire. Une alternative consiste à utiliser des patchs composites pour réparer les composants endommagés. La conception des réparations nécessite une optimisation des caractéristiques du patch : géométrie, nombre de plis unidirectionnels, orientation des plis les uns par rapport aux autres, positionnement autour de la zone à soulager. Les analyses des structures réparées par patch en composites collés ont fait l'objet de nombreuses études. La plupart de ces études portaient sur la tolérance aux dommages de la structure réparée à l'aide d'une analyse linéaire. Des chercheurs [44,61] ont fait une analyse non linéaire de la structure réparée par patch composite collé pour étudier ses effets sur la tolérance aux dommages de la structure réparée. Il est utilisé dans l'analyse non linéaire la technique à trois couches qui comprend une non-linéarité géométrique pour tenir compte de grands déplacements de la structure réparée et également un matériau non-linéarité de l'adhésif. La technique à trois couches utilise l'analyse des éléments finis à deux dimensions avec des éléments de plaque **Mindlin** pour modéliser la plaque fissurée, et le patch adhésif composite. Les effets de la non-linéarité géométrique sur la tolérance aux dommages de la plaque fissurée sont étudiés par le calcul du facteur d'intensité de contrainte et le taux de croissance de la fissure de fatigue dans la plaque. L'adhésif est modélisé sous la forme d'un matériau non linéaire pour caractériser le comportement décohésion. L'analyse élastique-plastique de l'adhésif utilise le modèle de **Drucker-Prager** prolongée. Une discussion détaillée sur les effets de l'analyse non linéaire pour une réparation de la pièce composite collée d'une plaque en aluminium fissurée.

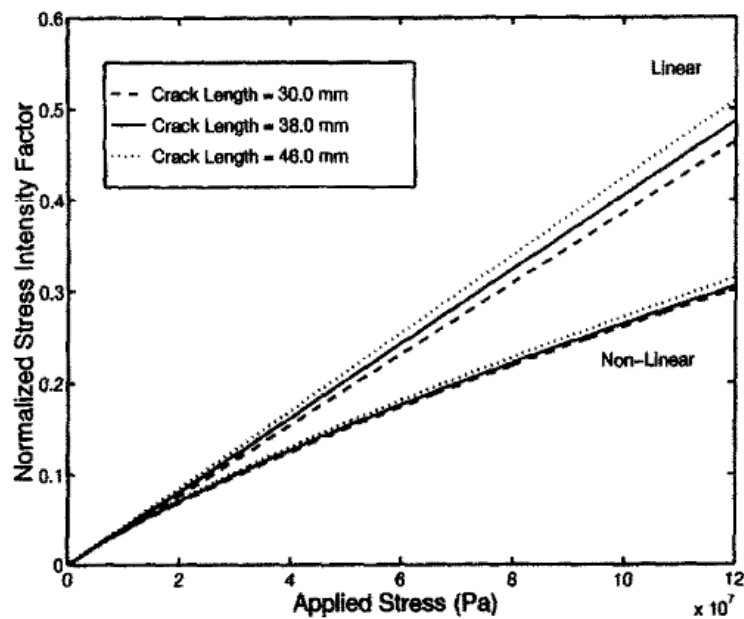


Figure. 3.20 Valeurs de FIC normalisé en fonction du chargement appliquée pour une géométrie linéaire et non linéaire [44]

Pour l'analyse géométriquement non linéaire, les facteurs d'intensité de contrainte ont été calculés à partir de ces équations :

$$K_I^2 + K_{II}^2 = \left(\frac{GE}{\beta} \right) \quad (3.1)$$

$$\sum_{i=1}^n \left[(K_I^i)^2 + (K_{II}^i)^2 \right] = \sum_{i=1}^n \left(\frac{GE}{\beta} \right) \quad (3.2)$$

Pour les trois longueurs de fissure ; les facteurs d'intensité des contraintes ont été calculés pour l'analyse linéaire pour les trois longueurs de fissure. La comparaison des facteurs d'intensité de contrainte normalisés par rapport à la charge appliquée, sous une charge mécanique uniquement, l'analyse géométrique non linéaire et de l'analyse linéaire sont illustrées dans la figure. 3.20. Cette figure montre que pour les analyses linéaires et non linéaires, le facteur d'intensité de contrainte augmente quand la longueur de fissure augmente. Les facteurs d'intensité de contrainte de l'analyse non linéaire sont inférieurs par rapport à l'analyse linéaire. Les différences des valeurs de FIC entre les deux analyses sont dues au champ de déplacement, près de la pointe de fissure, entre l'analyse géométrique linéaire et non linéaire [44].

2. EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH ET DE L'ADHESIF

Une étude paramétrique a été effectuée pour voir la sensibilité de réparation par rapport aux paramètres géométriques du patch (hauteur, largeur et épaisseur) et l'épaisseur de l'adhésif [68, 73,74]. En considérant une charge de traction de **70 MPa** et une longueur de fissure de **12 mm** comme indiquée la figure 3.21 représente le facteur d'intensité de contrainte en fonction de la hauteur de patch H_p pour différentes largeurs de patch W_p . On constate que le FIC augmente rapidement pour les petites largeurs de patch (c.-à-d. Moins de **40 mm**), ce qui indique que l'efficacité du patch est fortement réduite lorsque sa largeur devient proche de la longueur de fissure car les contraintes de champ singulières ne sont pas complètement récupérées. En ce qui concerne la hauteur du patch, on peut observer qu'une dimension optimale existe dans la direction perpendiculaire à la ligne de fissure. Ce résultat peut sembler surprenant, car on peut s'attendre à ce qu'une plus grande hauteur de patch induit systématiquement plus de renforcement et donc moins de stress à la pointe de fissure. Cependant, l'observation de la déformation du modèle montre qu'il existe un transfert de contraintes dans le système de plaques-plaques en raison de distributions de rigidité non uniformes induites par le patch, ce

qui entraîne une augmentation du débit de stress avec l'augmentation de la surface des plaques renforcées [73,75].

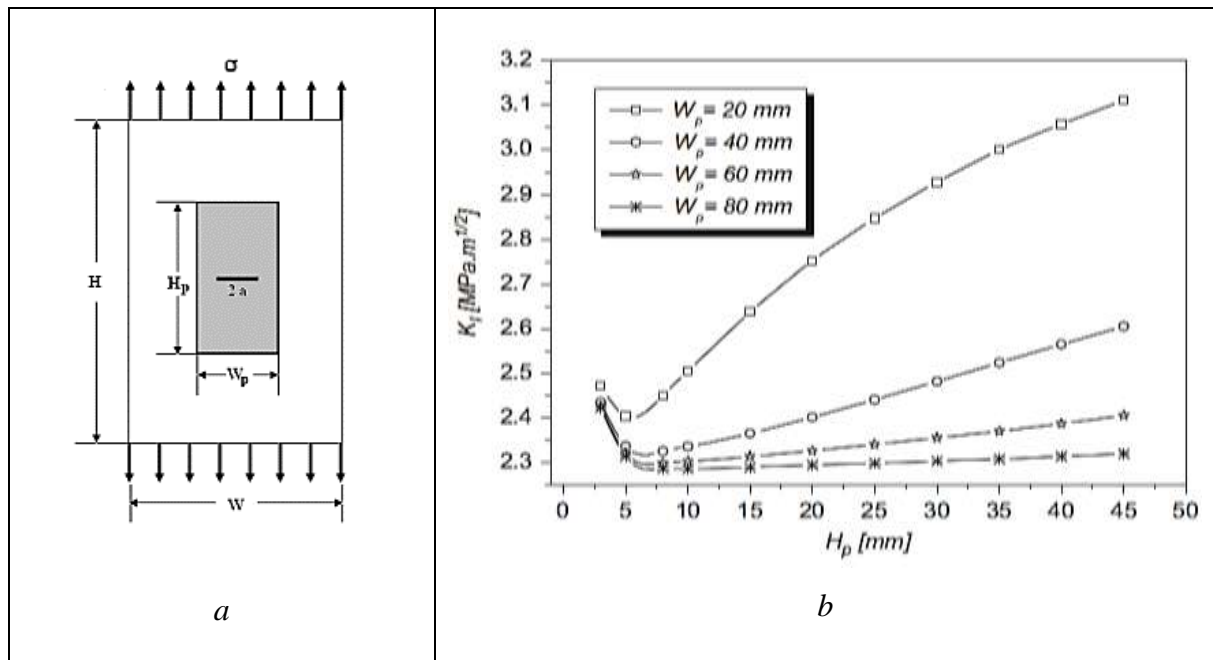


Figure 3.21. a) modèle analysé b) Evolution de FIC en fonction des paramètres géométriques (H_p et W_p) du patch [73].

La figure 3.22 représente l'effet de l'épaisseur d'adhésif et de patch sur l'évolution du facteur d'intensité des contraintes. On remarque que les tendances de la variation sont opposées. Contrairement à l'épaisseur du patch T_p , l'augmentation de l'épaisseur de l'adhésif T_c entraîne une augmentation du facteur d'intensité des contraintes. Ceci est attendu, car une grande épaisseur d'adhésif entraînera une réparation plus résiliente permettant une plus grande déformation de la feuille d'aluminium. À partir de ces chiffres, on conclut que les épaisseurs de patch et d'adhésif sont des variables de conception prédominantes qui déterminent l'efficacité de la réparation du patch [76].

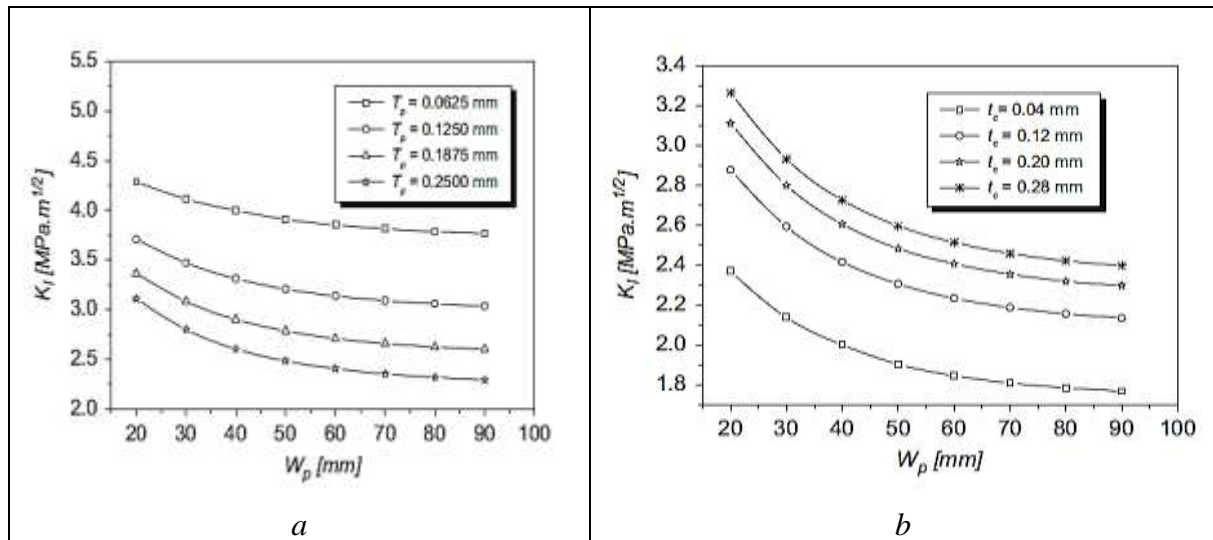


Figure 3.22. a) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs de patch b) Evolution de FIC en fonction des épaisseurs d'adhésif [73].

Dans ce contexte, des auteurs [77, 78,79] ont conclu que l'épaisseur de l'adhésif doit être optimisée afin de réduire l'intensité des contraintes à la pointe de la fissure. A. Megueni [80] a fait la même étude mais pour le mode de rupture II comme indiqué dans la figure 3.23

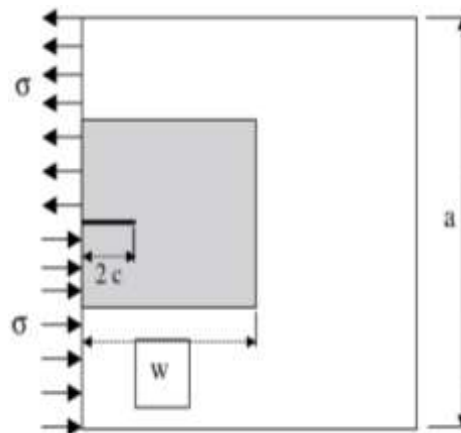


Figure 3.23 Modèle géométrique de la structure patchée pour le mode de rupture II [78]

Après la simulation numérique, il conclue que le facteur d'intensité de contrainte est asymptotique à la limite de la réparation de patch et le FIC en mode II pure est fortement réduit par la présence d'un patch ,l'augmentation de l'épaisseur du patch réduit considérablement l'intensité du stress à la pointe de la fissure (90%). Pour les fissures inférieures, l'épaisseur du patch inférieur est souhaitable. Le facteur d'intensité présente un comportement asymptotique à mesure que la longueur de fissure augmente.

3. EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES

La réparation composite prend de l'importance pour prolonger la durée de vie des structures endommagées. Il existe de nombreux paramètres tels que les propriétés mécaniques des patches et des adhésifs, la configuration des patches et la forme des patches en fonction des performances de la réparation composite.

3.1 EFFET DES PROPRIETES MECANIQUES DU PATCH

En raison de divers avantages des matériaux composites, la méthode de collage du patch a reçu beaucoup d'attention des chercheurs et des ingénieurs. Des études considérables ont été effectuées pour mettre en évidence l'effet de type de patches composites collés sur les paramètres de rupture tels que les facteurs d'intensité de contrainte (*FIC*) [58,78]. Dans cette étude une modélisation par éléments finis est effectuée avec un patch de type Boron/époxy et un autre type Graphite/époxy pour analyser l'effet des propriétés mécaniques des patches composites collés sur la qualité de réparation en mode *I* pure [78]. La figure 3.24 représente le modèle géométrique de la structure patchée.

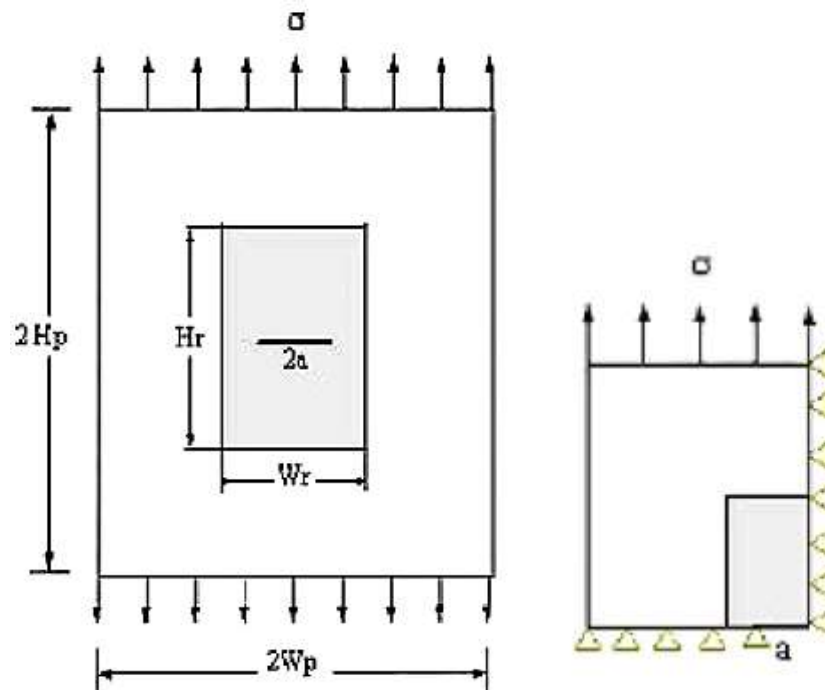


Figure 3.24 Géométrie de la plaque patchée [78]

Vu la symétrie de la géométrie et des conditions de chargement suivant les axes *X-X* et *Y-Y*, uniquement le un quart ($1/4$) de la structure est analysée afin de minimiser le temps de calcul.

Les dimensions et les propriétés des matériaux du modèle réparé sont données dans le tableau 3.3

Propriétés et dimensions	Matériaux			
	Aluminium 2024-T3	Adhésif (FM73)	Boron/epoxy	Graphite/epoxy
E_1 (GPa)	72	0.97	208	172
$E_2 ; E_3$ (GPa)	-	-	25.4	10.34
$\nu_{12} ; \nu_{13}$	0.33	0.32	0.17	0.3
ν_{23}	-	-	0.04	0.18
G_{12} (GPa)	-	-	7.24	4.82
$G_{13} ; G_{23}$ (GPa)	-	-	4.94	3.1
W (mm)	120	180	180	180
H (mm)	120	90	90	90
t (mm)	3	0.2	1	1

Table 3.3 Dimensions et propriétés des matériaux [78].

L'effet de type de patches composites collés sur la réparation d'une plaque fissurée est représenté sur la figure 3.25.

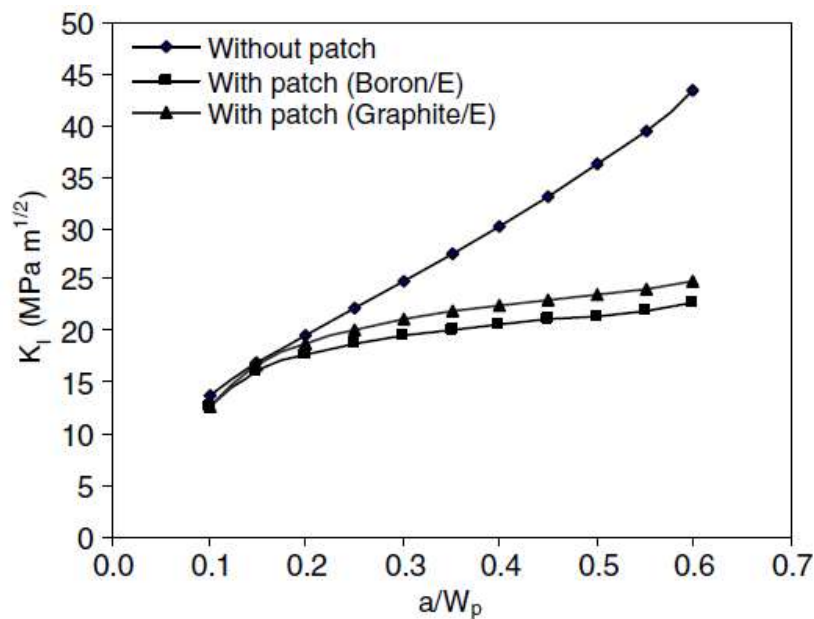


Figure 3.25 Variation du FIC en fonction de la longueur de fissure [78].

Cette dernière montre les variations du facteur d'intensité de contrainte en mode I (K_I) en fonction de la longueur de fissure pour des propriétés du matériau de patch (Gr / E et Br / E). On remarque que l'augmentation de la fissure conduit à une augmentation du facteur d'intensité de contrainte K_I . On peut noter que le renforcement avec le patch diminue considérablement le facteur d'intensité de contrainte (FIC). Ce dernier porte la charge dans la zone de fissures. Le patch Br / E réduit K_I plus que le patch Gr / E . Cela signifie que des matériaux de patches plus rigides sont souhaitables pour la réparation et l'extension de la durée de vie de la structure endommagée [59,78].

3.2 EFFET DES PROPRIETES MECANQUES DE L'ADESSIF

L'adhésif joue un rôle important dans la réparation par patches composites collés car, d'une part, elle assure le transfert des charges entre le patch composite et la plaque fissurée, et d'autre part, elle maintient les deux structures ensemble. C'est pour cette raison que plusieurs travaux ont été réalisés afin d'étudier l'effet des propriétés mécaniques de L'adhésif sur la structure réparée [58, 75,81]. Les adhésifs de meilleures qualités sont caractérisés par un faible module de cisaillement, ce qui permet d'atténuer les contraintes transmises par l'adhésion. Dans le cas de structures réparées, l'objectif est de transmettre le maximum de contraintes à l'adhésif et par conséquent au patch afin de les réduire à la pointe de fissure. Théoriquement, il est donc préférable d'utiliser des adhésifs avec un module de cisaillement élevé (adhésif de mauvaises qualités) pour réparer les fissures ou les défauts [58, 75,82]

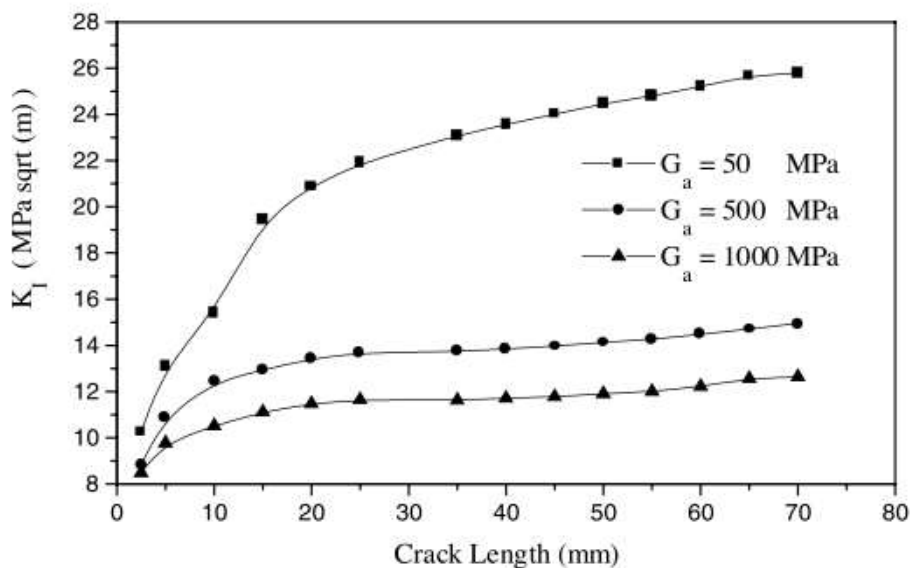


Figure 3.26. Effet de module de cisaillement de l'adessif sur les Valeurs de FIC [58].

La Figure 3.26 représente la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour différentes valeurs du module de cisaillement de l'adhésif. On remarque que le facteur d'intensité de contrainte diminue quand le module de cisaillement de l'adhésif augmente, ce résultat confirme ce que nous avons dit précédemment, Pour une meilleure explication de l'effet de la loi de comportement de l'adhésif sur la valeur facteur d'intensité des contraintes, nous avons représenté la figure 3.27. Cette dernière montre que l'augmentation du module de cisaillement de l'adhésif réduit la résistance à l'adhérence, ce qui peut générer une rupture d'adhérence. Par conséquent, le choix de l'adhésif (caractérisé par son module de cisaillement) pour réparer les fissures doit être optimisé afin de permettre la transmission des contraintes vers le patch et d'éviter la défaillance de l'adhésif.

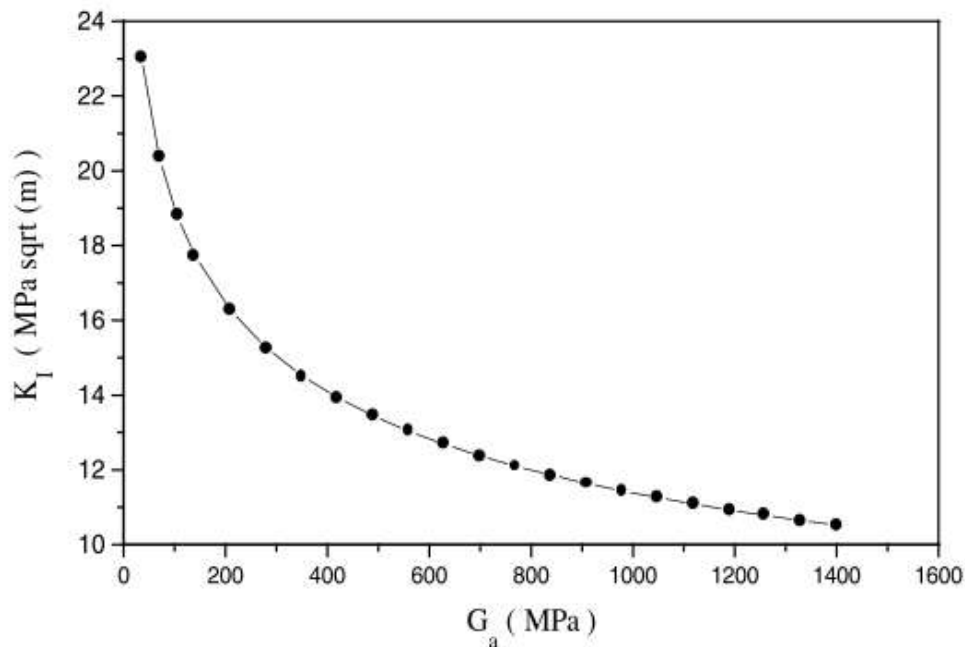


Figure 3.27. Evolution de FIC en fonction de module de cisaillement de l'adessif [58].

3.3 L'ORIENTATION DES FIBRES DU COMPOSITE

Pour montrer l'effet des directions des fibres de patch composites sur la réparation d'une structure fissurée, deux cas ont été considérés. Le premier cas consiste à prendre un patch ayant des fibres selon la direction X parallèle à la fissure. Dans le deuxième cas, les fibres sont perpendiculaires à la fissure (direction y) [75,83].

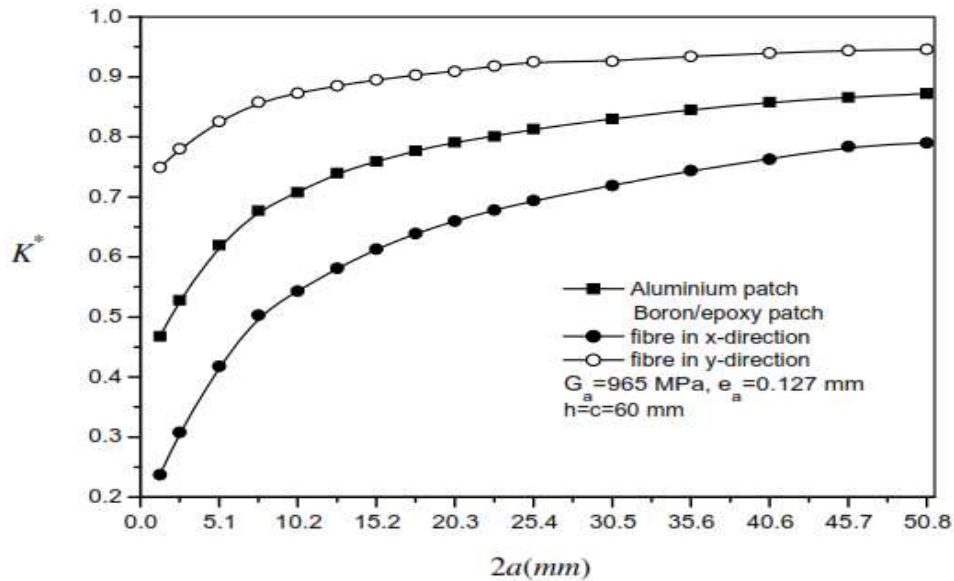


Figure 3.28. L'effet de l'orientation des fibres d'un patch octogonal sur le FIC [75]

A partir des résultats obtenus, on remarque (figure 3.28) que l'application d'un même patch de matériau composite dans le processus de réparation de structure fissurée donne des différents résultats. La courbe du FIC montre que la structure réparée par patch à des fibres dans la direction Y converge rapidement par rapport aux plaques métalliques et au patch composites à des fibres en direction X . La réduction du FIC est bien meilleure lorsque l'orientation des fibres est perpendiculaire à la fissure. La réduction maximale du patch composite de fibres dans la direction Y est d'environ 30% par rapport au patch métallique. Il passe de simple à double par rapport au patch composite de fibres en direction X [75].

3.4 LE NOMBRE DES COUCHE DU PATCH

Des analyses tridimensionnelles sont effectuées pour étudier l'effet de nombres des couches du patch sur la durée de vie de la fissuration par fatigue des structures contenant des fissures, renforcées par des patches composites [77]. Il a étudié le comportement expérimental de croissance des fissures par fatigue d'une plaque en aluminium à une fissure centrale sous le mode-I réparée par patch en composite à un seul côté. La figure 3.29 représente le modèle géométrique étudié.

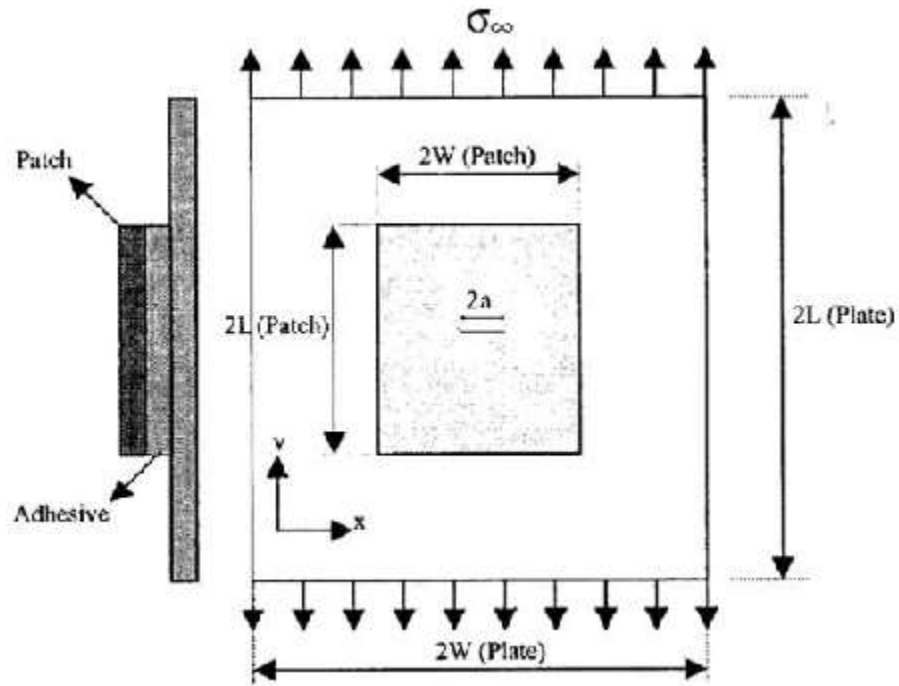


Figure 3.29 géométrie et chargement de la structure patchée d'un seul côté [77]

Les dimensions de la plaque, l'adhésif et les couches du patch sont données dans le tableau 3.4

Material	Plaque d'Aluminium	Adhésif	Patch
$L(\text{mm})$	100	40	40
$W(\text{mm})$	50	35	35
$t(\text{mm})$	2.29 et 6.35	0.1	0.18 par couche

Table 3.4 Dimensions de la plaque, l'adhésif et les couches du patch [77].

Les résultats obtenus par les essais expérimentaux sont représenté dans la figure 3.30

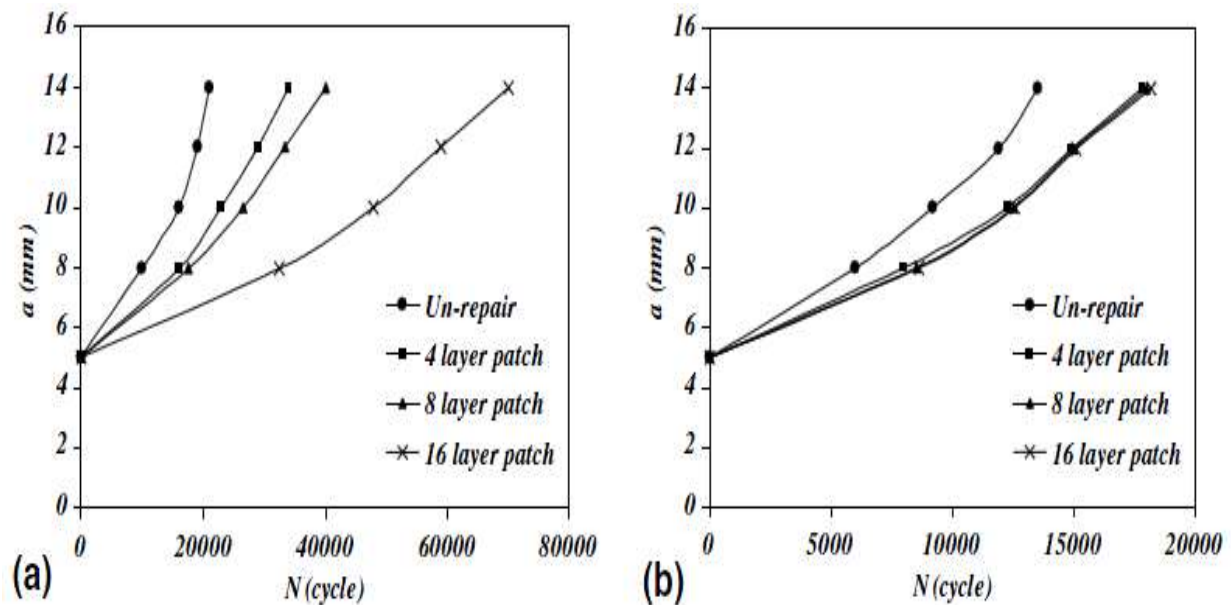


Figure 3.30. Variation de la longueur de fissure en fonction de nombre de cycles pour un plaque réparée et non réparée a) $t=2.29$ mm. b) $t=6.35$ mm. [77]

Cette figure montre la variation de la longueur de fissure par rapport au nombre de cycles de charge pour les plaques réparée et non réparée avec différents nombres de couches de patch pour les plaques minces figure 3.30.a et épaisses figure 3.30.b. Cette figure montre que technique du collage du patch composite est efficace pour l'augmentation de la durée de vie pour les plaques minces et épaisses. La durée de vie des plaques réparées avec une épaisseur de 2,29 augmente significativement avec l'augmentation du nombre de couches de patch. Lorsque le nombre de couches de patch augmente de de 8 à 16 couches, un grand effet s'est produit dans l'extension de la vie. Cependant, pour les plaques réparées avec une épaisseur de 6,35 mm, il n'y a aucune différence significative entre la durée de vies obtenues pour les plaques réparées avec 4, 8 et 16 couches. Il montre que la durée de vie de la fissure des plaques minces peut augmenter jusqu'à 236% en utilisant un patch de 16 couches. Cependant, pour les plaques épaisses, la durée de vie peut s'étendre d'environ 21 à 35% à l'aide d'un patch de 4 couches et la mise en œuvre des patchs de 8 et 16 couches n'a pas d'effet significatif sur l'extension de vie par rapport à la durée de vie des patchs de 4 couches [77].

4. EFFET DE LA FORME DU PATCH

Certaines études précédentes ont essayé de concevoir la forme optimale pour améliorer la rupture et l'endommagement par fatigue [75,84]. M. Ramji [84] a analysé le

problème de la réparation optimale de la forme d'un patch pour une plaque fissurée.

Dans cette étude, une analyse par éléments finis en 3-D a été effectuée pour obtenir une forme de patch composite optimale appliquée sur une structure avec une fissure centrale inclinée réparé par patch, Les formes de patch considérées sont le cercle, le rectangle, le carré, l'ellipse et l'octogone. De même, la réduction FIC est comparée pour le même volume de patch [84]. La figure 3.31 représente les résultats de cette analyse.

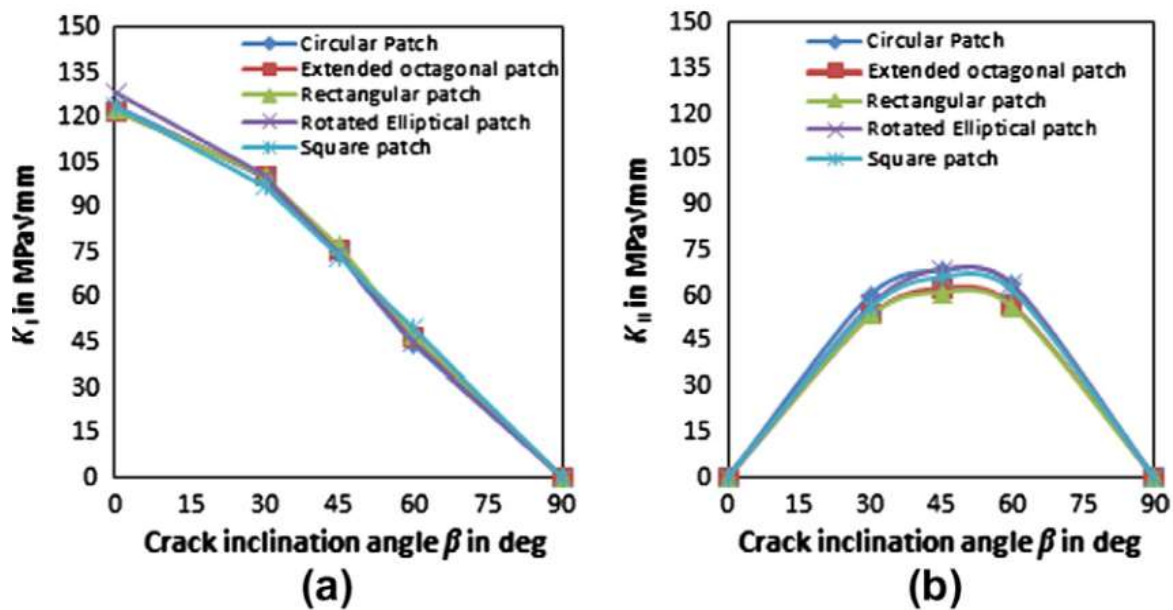


Figure 3.31. Évolution de FIC en fonction de l'angle d'inclinaison β° pour différentes formes de patch [84]

Dans cette section, l'influence de la forme du patch sur la réduction de FIC pour différentes fissures inclinées est analysée pour une zone de patch fixe de 804 mm^2 , correspondant au cercle de rayon 16 mm . La figure ci-dessus montre la variation de FIC (K_I et K_{II}) pour différents angles d'inclinaison de fissure. La Figure 3.31 a montré que K_I est maximum à $\beta^\circ = 0^\circ$ et il est minimum à $\beta^\circ = 90^\circ$, parce qu'il y a un déplacement maximal d'ouverture de fissuration en $\beta^\circ = 0^\circ$ par contre en $\beta^\circ = 90^\circ$ le déplacement est nul. Il est également observé que pour un patch à double face, il existe une réduction significative de K_I pour les formes carrées, rectangulaires et octogonales. De la Figure 3.31 b, on constate que K_{II} est maximum à $\beta^\circ = 45^\circ$ et nul pour les inclinaisons d'angles $\beta^\circ = 0^\circ$ et 90° . A partir d'une observation globale, il existe une plus grande réduction du FIC avec les patches octogonaux étendus et rectangulaires. On peut sûrement confirmer que la forme du patch influence sur l'évolution du FIC et son impact dépend par les différentes inclinaisons de fissures [84].

5. EFFET THERMIQUE SUR LA PERFORMANCE DE REPARATION

Pour étudier l'effet de la température sur une structure fissurée réparée par le patch collé pendant l'exécution de la technique de réparation [85,86]. Une Analyse numérique a été faite pour connaître la répartition des contraintes résiduelles thermiques dues au durcissement de l'adhésif. L'influence de ces contraintes résiduelles sur la performance de réparation est soulignée en analysant leur effet sur le facteur d'intensité de contrainte à la pointe de fissure. La figure 3.32 représente le modèle géométrique à analyser.

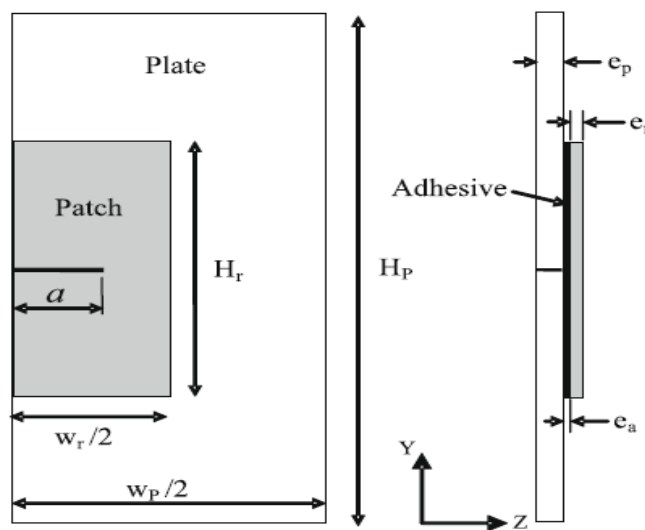


Figure 3.32. Modèle géométrique [85]

Les propriétés élastiques et thermiques de la plaque, du patch et des adhésifs sont données dans le tableau 3.5

Material	E_L (GPa)	E_T (GPa)	ν_L	ν_T	G (GPa)	G_{23} (GPa)	α_T ($10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$)	α_L ($10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$)
Boron/epoxy	210	19.6	0.3	0.028	5.46	4.94	6.1	30.3
Aluminum	73	-	0.33	-	-	-	23.22	-
Adhesive	-	-	0.30	-	0.42	-	-	-

Table 3.5 Propriétés élastiques et thermiques des matériaux. [85]

Dans cette étude, le facteur d'intensité de contrainte est calculé avec et sans présence de contrainte résiduelle thermique afin d'estimer l'effet de ces contraintes sur les performances de réparation. Un chargement mécanique en traction de grandeur $\sigma=70 \text{ MPa}$ est appliqué à la plaque en aluminium avec un chargement thermique pour le processus de durcissement de l'adhésif. L'adhésif utilisé pour cette analyse est le FM73 et les épaisseurs pour les différents

matériaux sont: plaque ($e_p = 3 \text{ mm}$), patch ($e_r = 1,5 \text{ mm}$) et adhésif ($e_a = 0,2 \text{ mm}$).

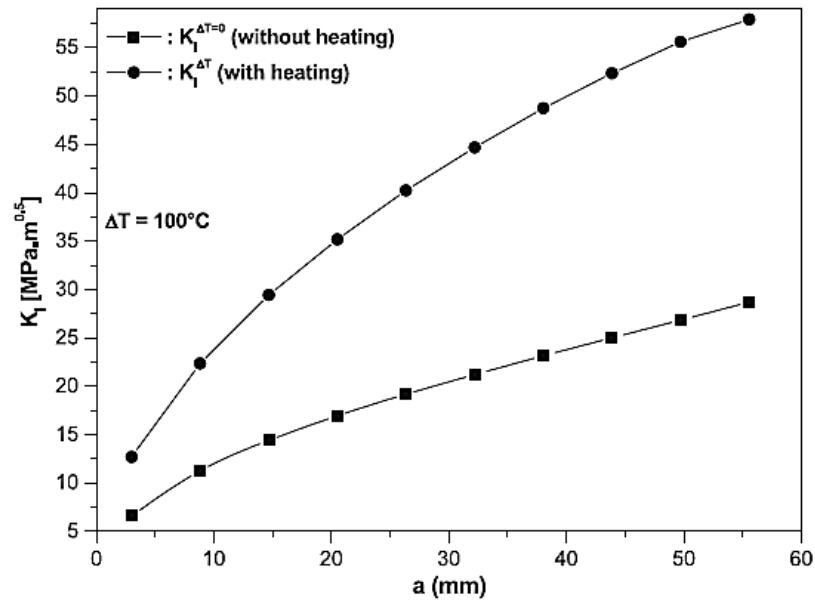


Figure 3.33. Comparaison de FIC en fonction de la longueur de fissure entre $\Delta T=0^\circ$ et $\Delta T=100^\circ$ [85]

La figure 3.33 présente la variation du FIC en fonction de la longueur de fissure pour deux cas de chauffage: avec chauffage ($\Delta T = 100^\circ \text{C}$) et sans chauffage ($\Delta T = 0$). ΔT est la différence entre la température de chauffage et la température ambiante. On remarque que la présence de la contrainte thermique résiduelle (due au chauffage dans le processus de liaison) a un effet considérable sur la variation du FIC à la pointe de fissure. En effet, les valeurs de FIC sont fortement augmentées. Les résultats obtenus par cette analyse montre que les contraintes thermiques normales dans la plaque et le patch sont importantes et que les contraintes de cisaillement sont moins significatives. Le niveau des contraintes thermiques dans l'adhésif est relativement élevé. La présence des contraintes thermiques augmente le facteur d'intensité de contrainte à la pointe de fissure, ce qui réduit les performances de réparation [85].

CHAPITRE 4 ANALYSE NUMERIQUE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES FISSUREES REPAREES PAR PATCH

PROBLEMATIQUE

Les études sur les structures métalliques réparées avec un patch composite ont montré, dans la majorité, que la répartition du facteur d'intensité de contrainte est linéaire à travers le front de fissure. Cette distribution augmente à partir du côté patché vers le côté non patché. Ainsi, le *FIC* maximum se produit à l'intersection du front de fissure avec le côté non patché. Sur la base des résultats numériques, les chercheurs utilisent le facteur d'intensité de contrainte comme paramètre de rupture pour calculer la durée de vie résiduelle de la structure réparée. Cependant, la question est de savoir quelle valeur du facteur d'intensité de contrainte est la plus appropriée pour la prédiction des durées de vie de la structure, puisqu'elle varie le long du front de fissure ? Habituellement, les chercheurs choisissent le *FIC* maximum qui est situé sur le côté non patché. Mais, comme indiqué dans la figure 4.1 ci-dessous, des recherches expérimentales ont montré que la fissure réparée progresse (se propage) d'une manière non linéaire et que le taux de croissance des fissures du côté non patché est supérieur au taux de croissance des fissures du côté patché [77].

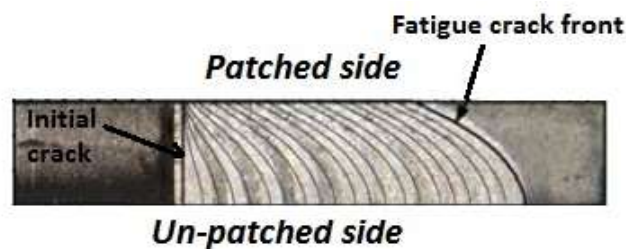


Figure. 4.1 Développement du front d'une fissure de fatigue [87].

INTRODUCTION

Avec la croissance vertigineuse des moyens informatiques, l'utilisation d'un logiciel d'analyse en éléments finis pour modéliser le problème de rupture des structures dans tel secteur présente un grand intérêt et en particulier pour le cas des structures contenant une fissure. Alors, le comportement en rupture de telle structure est analysé par la détermination numériquement du facteur d'intensité de contrainte K_I en pointe de la fissure. Dans ce chapitre, nous nous

intéressons en premier lieu à la validation du modèle élément fins, et en deuxième lieu nous présentons une analyse numérique d'une plaque contenant une fissure centrale inclinée dans le plan perpendiculaire à la direction du chargement, réparée par patch collé. Pour cela, nous avons utilisé le code de calcul aux éléments finis ABAQUS. Un comportement élastique a été entrepris pour cette étude.

L'approche énergétique, de la mécanique non linéaire de la rupture fondée sur l'intégrale J de Rice, est utilisée pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée par patch.

1. VALIDATION DU MODELE ELEMENTS FINIS EN COMPORTEMENT ELASTIQUE LINEAIRE

Notre travail a été fait sur une éprouvette CCP (Center Cracked Panel). Cette étude permet de comparer les valeurs du facteur d'intensité des contraintes obtenues par la méthode des éléments finis avec celles déterminées par [78,88].

1.1 MODELE GEOMETRIQUE

Pour cette étude nous avons choisi l'exemple traité par [78] dont le but de valider notre simulation numérique. Considérons une plaque élastique en aluminium 2024-T3 de section carrée (240×240) mm² et une épaisseur de 3mm contenant une fissure centrale de longueur $2a$. Le patch et l'adhésif utilisés pour la réparation sont de même section (180×90) mm² et des épaisseurs 1 mm et 0.2 mm respectivement. Le modèle géométrique de la plaque à étudier est représenté dans la figure 4.2. Cette dernière montre également les dimensions de la plaque, le patch et le film adhésif.

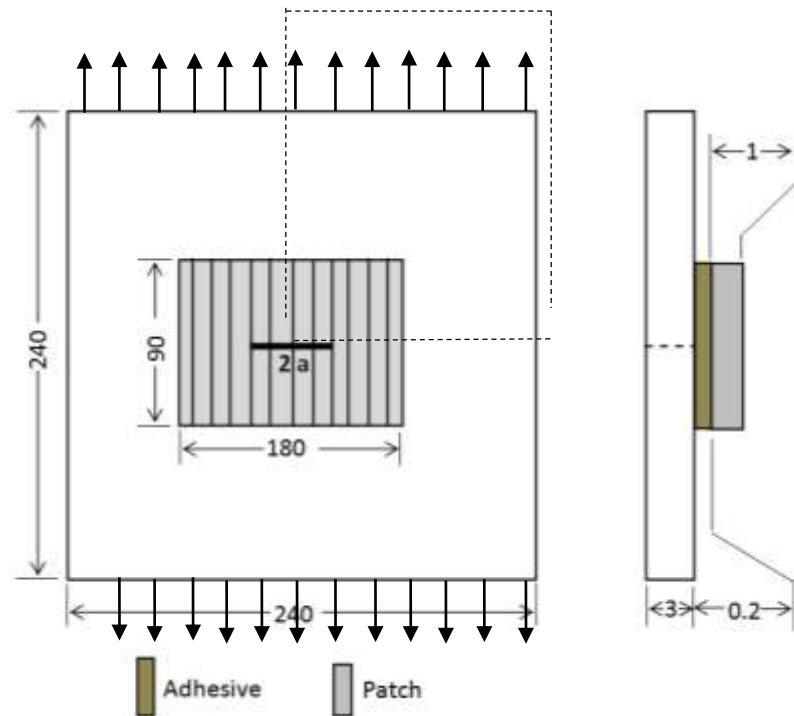


Fig. 4.2 Modèle géométrique d'éprouvette à une fissure centrale réparé (les dimensions sont en mm) [78].

1.2 PROPRIETES MECANQUES

Les propriétés mécaniques de la plaque en alliage d'aluminium 2024-T3, du patch composite borone/époxy et de l'adhésif *FM-73* sont regroupées dans le tableau 4.1. La plaque fissurée a été soumise à une charge de traction uniaxiale dans la direction verticale suivant l'axe 'X-X' sous la contrainte appliquée d'amplitude $\sigma = 70 \text{ MPa}$. L'analyse a été effectuée en mode I pure pour diverses longueurs de fissure ($2a$) comprises entre ($2a = 0.1 \times W$ et $2a = 0.6 \times W$)

Où :

W est la largeur de la plaque.

Les propriétés des matériaux utilisés dans cette étude sont comme suit :

Propriétés	Matériaux		
	Aluminium 2024-T3	Boron/epoxy	Adhésif (FM73)
Module de Young Longitudinal E_1 (GPa)	72	208	0.97
Module de Young Transversal E_2 (GPa)	-	25.4	-
Module de Young Transversal E_3 (GPa)	-	25.4	-
Coefficient de Poisson ν_{12}	0.33	0.17	0.32
Coefficient de Poisson ν_{13}	-	0.17	-
Coefficient de Poisson ν_{23}	-	0.04	-
Module de Cisaillement G_{12} (GPa)	-	7.24	-
Module de Cisaillement G_{13} (GPa)	-	7.24	-
Module de Cisaillement G_{23} (GPa)	-	4.94	-

Table 4.1 Propriétés des matériaux [78].

La composition chimique de l'aluminium 2024-T3 est résumée dans le tableau suivant

Eléments	Min. en % (massique)	Max. en % (massique)
Al	90.7	94.7
Cr	0	0.1
Cu	3.8	4.9
Fe	0	0.9
Mg	1.2	1.8
Mn	0.3	0.9
Si	0	0.5
Ti	0	0.15
Zn	0	0.25
Autres composantes	0	0.05

Tableau 4. 2 Composition chimique de l'Aluminium 2024-T3 [89].

Le comportement mécanique du matériau peut être tiré de la courbe illustrée dans la figure 4.3.

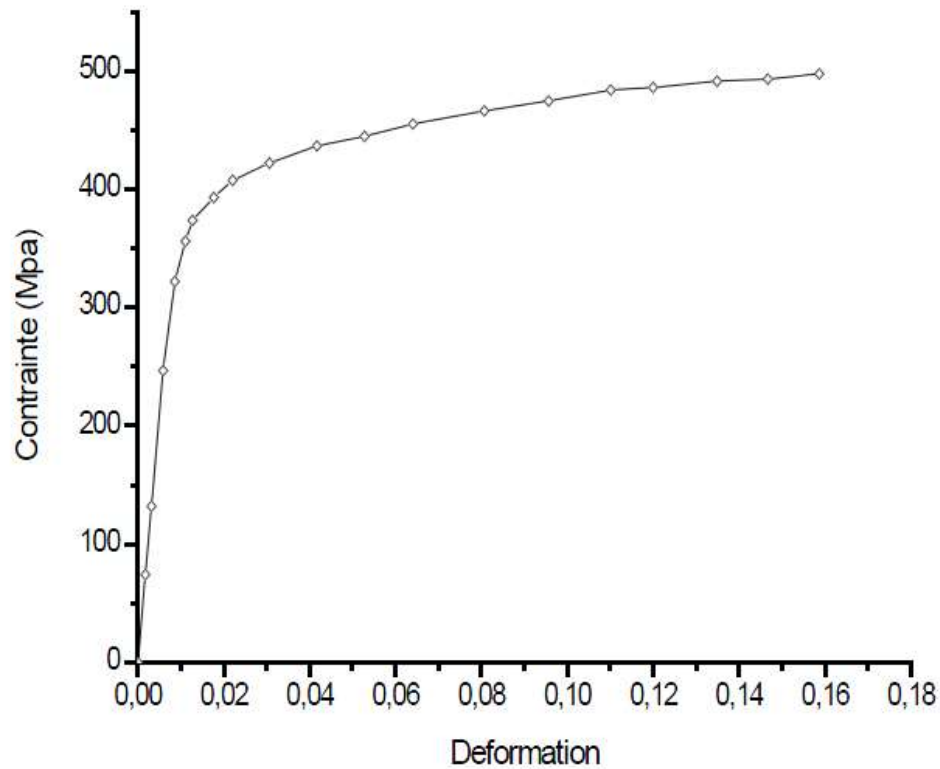


Fig. 4.3 Courbe contrainte-déformation d'aluminium 2024 T3 [90].

1.3 RAPPORT DE RIGIDITE

Le rapport de rigidité S [91] entre la rigidité du patch et la rigidité de plaque est défini par la formule suivante :

$$S = \frac{E_p \times t_p}{E \times t} \quad (4.1)$$

Où,

E : module de Young de la plaque à réparer.

E_p : module de Young du patch en composite utilisé pour la réparation.

t : l'épaisseur de la plaque à réparer.

t_p : l'épaisseur du patch en composite utilisé pour la réparation.

Le rapport de rigidité S est environ de 1 ($S = 0,963$), ce rapport est optimal pour la plaque contenant une fissure centrale réparée par patch en composite bborone/époxy [78, 86].

1.4 MODELISATION PAR ELEMENT FINIS

Un modèle par éléments finis tridimensionnel a été réalisé dans cette analyse. Pour cela, le code des éléments finis commercial Abaqus 6.14 a été utilisé pour calculer les valeurs de l'intégral J. Il est bien établi qu'en mécanique de la rupture élastique linéaire, le taux de restitution d'énergie G est équivalent à la valeur de l'intégrale J et il est lié au facteur d'intensité de contrainte K_I par la relation suivante :

$$K_I = \sqrt{G \times E'} \quad (4.2)$$

$$\text{Ou } \begin{cases} E' = E & \text{cas d'une contrainte plane} \\ E' = E/(1-\nu^2) & \text{cas d'une déformation plane} \end{cases} \quad (4.3)$$

Les patches ont été modélisées avec 8 couches de composite borone/époxy unidirectionnel, les fibres sont orientées suivant la direction de chargement (perpendiculaire au front de fissure).

Le modèle par éléments finis de la plaque avec une fissure centrale réparée est illustré dans la figure 4.4.

1.5 MAILLAGE PAR ELEMENTS FINIS ET CONDITIONS AUX LIMITES:

Dans la figure 4.4 nous avons représenté le maillage et les conditions aux limites de la plaque étudiée.

Vu la symétrie de la géométrie et les conditions de chargement du modèle étudié suivant les axes X-X, Y-Y, on se limite à étudier le un quart (1/4) de l'éprouvette réparée afin de minimiser le temps de calcul.

Un maillage raffiné a été utilisé au voisinage proche de la fissure afin d'avoir des résultats précis.

La plaque, le film adhésif et le patch ont été discrétisés avec quatre, deux et deux couches d'éléments en briques ISO paramétriques à 20 nœuds (20-node ISO-parametric brick elements), respectivement, suivant la direction de l'épaisseur « l'axe zz » (figure 4.4 a). Les éléments singuliers de pointe de fissure de quart de point ont été considérés dans la région de la pointe de fissure (figure 4.4 b).

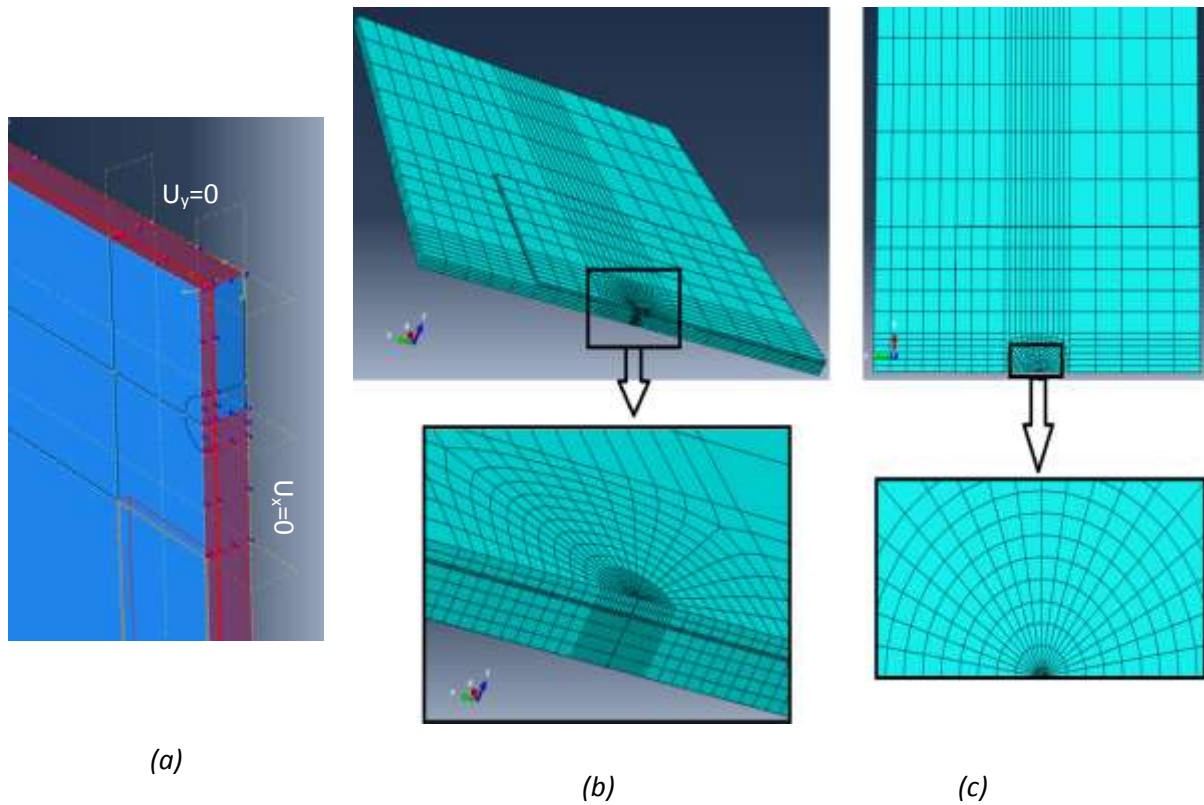


Fig. 4.4 Modèle EF de la plaque réparée : (a) conditions aux limites ; (b) Modèle et maillage typique de 1/4 de la plaque réparée ; (c) Maillage autour de la pointe de fissure.

1.6 RESULTATS ET DISCUSSION

Avant d'aborder l'analyse ciblée, nous avons d'abord comparé nos résultats avec la littérature. A cet effet, une analyse par éléments finis a été effectuée sur des éprouvettes contenant une fissure centrale non réparées ayant des longueurs de fissures différentes dans une condition de rupture du mode I pur. Les résultats obtenus numériquement sont regroupés dans le tableau 4.3. Ce tableau présente une comparaison entre les résultats numériques de K_I donnés par [78] et les résultats théoriques donnés par [88] avec nos résultats.

Longueur de fissure (mm)	a/W_P	[88] K_I (MPa $m^{0.5}$)	[78] K_I (MPa $m^{0.5}$)	Présent K_I (MPa $m^{0.5}$)	Déviatiion 1 D1%	Déviatiion 2 D2%
12	0.1	13.67	13.22	13.62	0.36	-3.40
24	0.2	19.70	19.13	19.55	0.76	-2.20
36	0.3	24.93	24.33	24.66	1.08	-0.01
48	0.4	30.21	29.45	29.71	1.65	-0.88
60	0.5	36.13	35.36	35.19	2.60	0.48
72	0.6	43.40	42.38	42.34	2.44	0.094

Tableau 4.3 Comparaison des FIC pour les éprouvettes non patches

La figure 4.5 présente la variation de K_I en fonction de la longueur de fissure pour une structure fissurée non réparée.

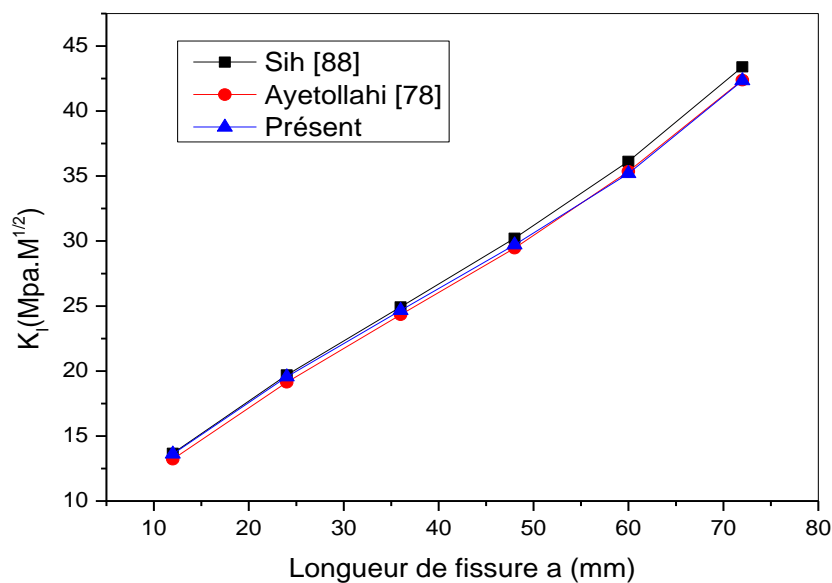


Figure. 4.5 Evolution du FIC en fonction de la longueur de fissure pour une structure fissurée non réparée.

On voit que les présents résultats concordent avec les résultats numériques et théoriques comparés et que l'augmentation de longueur de fissure provoque une amplification de facteur d'intensité de contrainte.

Notons que D1 se rapporte à l'écart entre les présents résultats et les résultats analytiques

dans [88] et D2 se rapportent à l'écart entre les présents résultats et les résultats numériques dans [78]. Ainsi, on peut observer que les présents résultats sont plus proches par rapport aux résultats analytiques. En général, D1 est insignifiant pour une petite échelle de longueur de fissure inférieure et faible pour une grande échelle de longueur de fissure, ce qui est acceptable numériquement. Ceci confirme la validité du modèle élément finis.

2. ANALYSE NUMERIQUE D'UNE PLAQUE CONTENANT UNE FISSURE CENTRALE INCLINEE DANS LE PLAN PERPENDICULAIRE A LA DIRECTION DU CHARGEMENT

Dans un premier temps, et pour positionner le problème, il convient tout d'abord de vérifier le cas d'une fissure avec un front perpendiculaire à la face de l'éprouvette, état initial (pas d'inclinaison $\theta = 0^\circ$). Comme le montre la figure 4.6. Cette première configuration, représente l'état initial avant la croissance de la fissure.

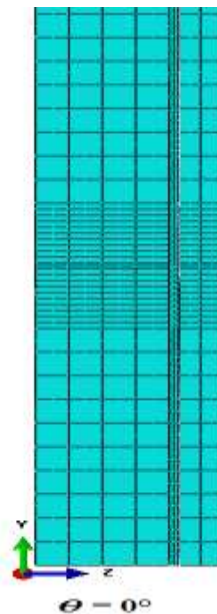


Figure. 4.6 Modèle EF des plaques étudiées pour $\theta = 0^\circ$ (front de fissure est parallèle à la direction de l'épaisseur).

La littérature est unanime que le patch à un seul côté provoque une déflexion hors plan due à un déplacement de l'axe neutre de la plaque sous une charge mécanique uniaxiale. Ceci conduit à de grandes déviations de la fissure réparée. Par conséquent, la présente étude a été réalisée en utilisant une analyse non linéaire géométrique. Les résultats obtenus par la simulation numérique sont représentés dans la figure 4.7. Cette dernière présente les variations

du facteur d'intensité de contrainte en mode I (K_I) en fonction de la longueur de fissure pour des éprouvettes non patchées et des éprouvettes patchées. Nous avons définis une valeur moyenne du FIC [92] pour présenter le facteur d'intensité de contrainte effectif pour une longueur de fissure donnée. Dans cette dernière référence, les auteurs ont comparé plusieurs facteurs d'intensité de contrainte moyen avec le facteur d'intensité de contrainte déterminé expérimentalement. Parmi ces auteurs, des auteurs ont utilisé de la racine carrée la valeur calculée et la valeur moyenne du FIC. Notons que, pour les éprouvettes réparées, le facteur d'intensité de contrainte K_I a été prélevé du côté non patché à travers le front de fissure, où la valeur maximale a été obtenue. D'autre part, la moyenne de toutes les valeurs du facteur d'intensité de contrainte sur le long du front de fissure a été calculée et reportée dans la figure 4.7.

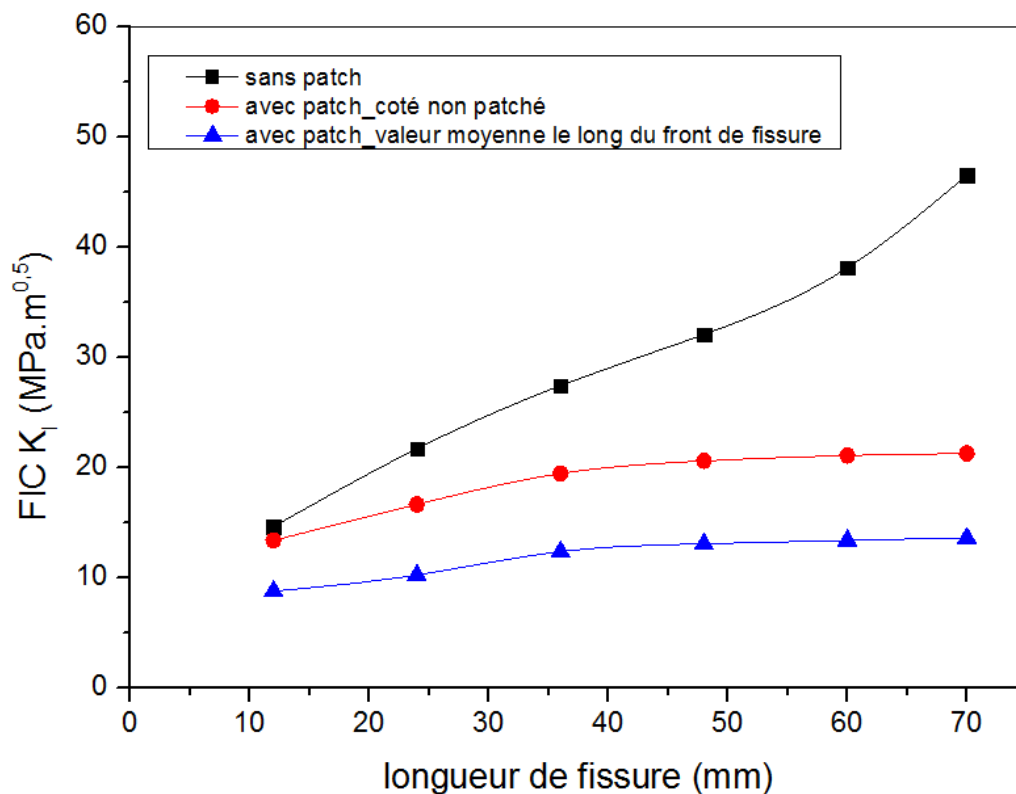


Fig. 4.7 Variation de K_I en fonction de la longueur de fissure pour les éprouvettes patchées et non patchées

Cette figure montre que le renforcement par patch diminue considérablement le facteur d'intensité de contrainte (FIC). De même que la longueur de fissure augmente, un comportement asymptotique est noté pour la configuration patchée, et la différence entre fissures réparées et non réparées devient plus prononcée. Cette tendance est en bon accord avec les résultats rapportés dans la littérature.

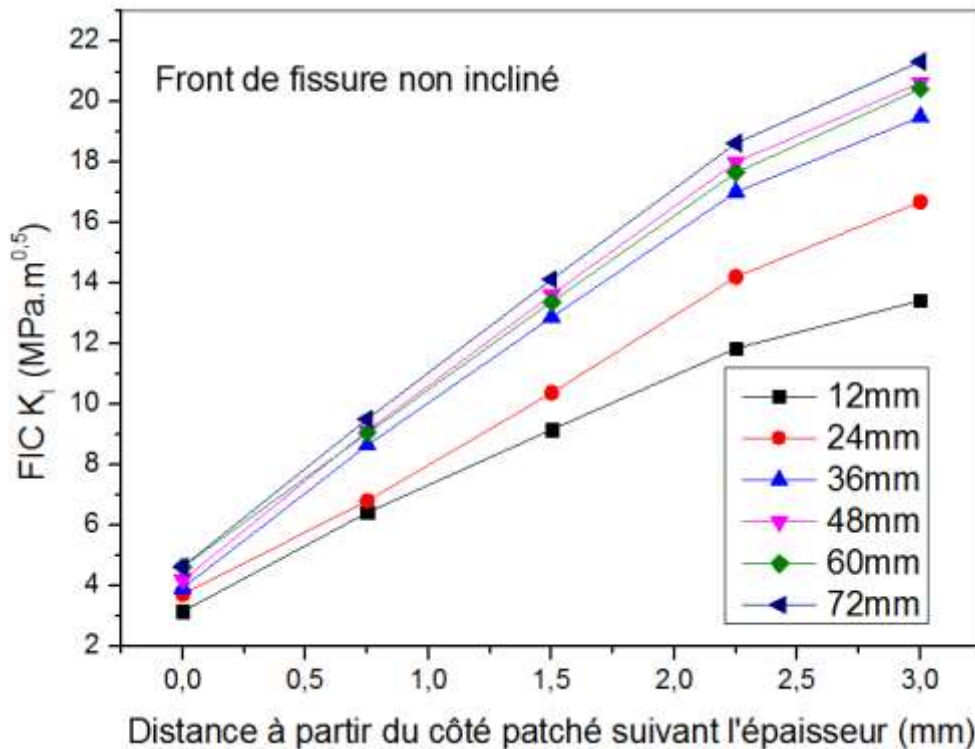


Fig. 4.8 Variation du facteur d'intensité de contrainte $FICK_I$ sur le long de l'épaisseur pour différentes longueurs de fissure uniforme (inclinaison de 0°)

La figure 4.8 compare les valeurs de facteur d'intensité de contrainte sur le long du front de fissure suivant l'épaisseur pour différentes longueurs de fissures. On peut noter qu'il y a un rapprochement entre les courbes au-delà de la longueur $a = 36$ mm, ce rapprochement devient de plus en plus serré pour $a = 60$ mm et $a = 72$ mm. Ceci est plus prononcé dans le côté non réparé de l'éprouvette. Pour l'ensemble, il y a une tendance presque linéaire le long du front de fissure pour toutes les longueurs. En effet, on peut le voir aussi dans cette figure que la variation de K_I montre une légère chute proche de l'extrémité libre (côté non patché). Sans beaucoup de changement, le fait que la valeur maximale se produit dans l'intersection entre le front de fissure et le côté non réparé.

On suppose maintenant, que le front de fissure n'est pas toujours perpendiculaire à la face de l'éprouvette. Il se propage dans un angle incliné dans le plan de la fissure, et pour la même longueur de fissure, le front de fissure est basculé autour d'un angle $\theta = 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ et 60° par rapport à l'état initial ($\theta = 0^\circ$), dans le plan de fissure. Cette inclinaison traduit une configuration de fissure presque réelle, où les taux de croissance des fissures des côtés patché et non patché sont différents. Ceci est approché par des traces curvilignes qui sont enlevées par la propagation des fissures, comme le montre la figure 4.9.

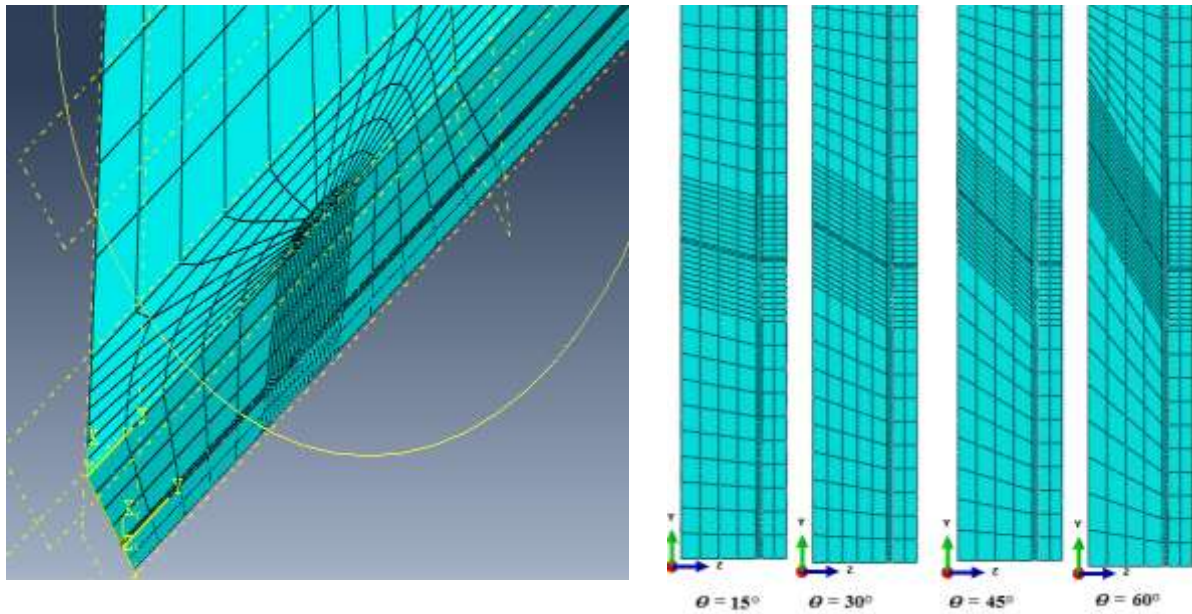


Figure. 4.9 Modèles EF des plaques étudiées pour $\theta \neq 0^\circ$ (front de fissure est incliné dans le plan perpendiculaire à la direction de chargement).

Cette figure représente les configurations à étudier. Alors, on voit que la forme du front de fissure presque réelle.

La figure 4.10 représente les ISO valeurs représentant la distribution des contraintes normales (dans le sens de chargement). Selon le cas, l'intensité de contrainte est maximale à une ou à l'autre position sur le long du front de fissure.

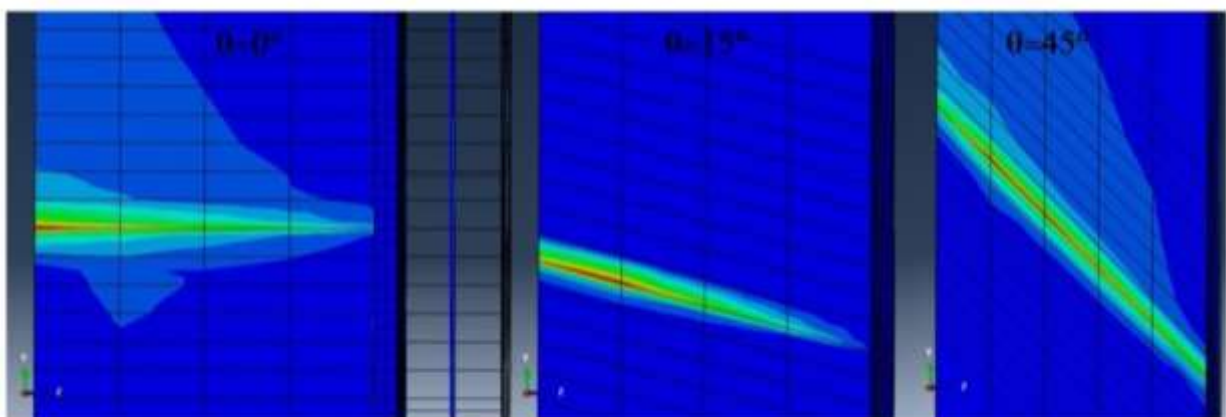


Figure. 4.10 ISO valeurs des répartitions de contraintes au voisinage du front de fissure pour différentes configurations

Cette figure montre clairement les différentes distributions de contraintes. Dans le cas d'une fissure droite ($\theta = 0^\circ$) où le front est perpendiculaire à la face patchée, les contraintes sont plus évidentes sur le côté non réparé, puis elles diminuent le long du front vers le côté réparé. D'autre part, pour le cas de la fissure inclinée ($\theta = 15^\circ$), la figure montre que la contrainte maximale est décalée vers le nœud intérieur adjacent au côté libre (voir l'intensité rouge). Alors que pour le cas d'un front incliné $\theta = 45^\circ$, la répartition des contraintes est presque la même sur le long du front de fissure et légèrement plus élevées au milieu de l'épaisseur. Dans ce cas, on observe que l'intensité des contraintes des deux côtés (réparé et non réparé) devient comparable. Même encore, l'intensité des contraintes dans le côté patché est supérieure à l'intensité des contraintes dans le côté non patché. Cette constatation sera soulignée, ci-après par le résultat des facteurs d'intensité des contraintes.

Pour une meilleure explication. Nous présentons les valeurs des facteurs d'intensité de contrainte, le long du front de fissure dans la Figure 4.11. Dans cette dernière, pour une longueur de fissure donnée, on assemble les courbes pour tous les cas des fissures de front incliné. Ensuite, toutes les configurations analysées sont comparées. L'analyse des figures. 4.11 *a, b, c, d, e et f*, permettent de constater que la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte n'est pas toujours située sur le côté non réparé de l'éprouvette.

En effet, on peut localiser la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte à 0,5 mm du côté libre (3 mm dans la courbe), et ceci, pour un angle $\theta = 15^\circ$ et $\theta = 30^\circ$. Derrière cette localisation vers le côté libre, le facteur d'intensité de contrainte diminue légèrement pour $\theta = 15^\circ$ et plus pour $\theta = 30^\circ$. Cela on peut expliquer le comportement de la fissure au cours de son développement. Tout d'abord, la fissure se développe à travers le côté non patché, puis une nouvelle configuration est adoptée. Cette nouvelle configuration utilise un nouvel équilibre de l'énergie absorbée. Bien sûr, le facteur d'intensité de contrainte critique est atteint en premier lieu à l'endroit où les intensités de contrainte sont les plus élevées.

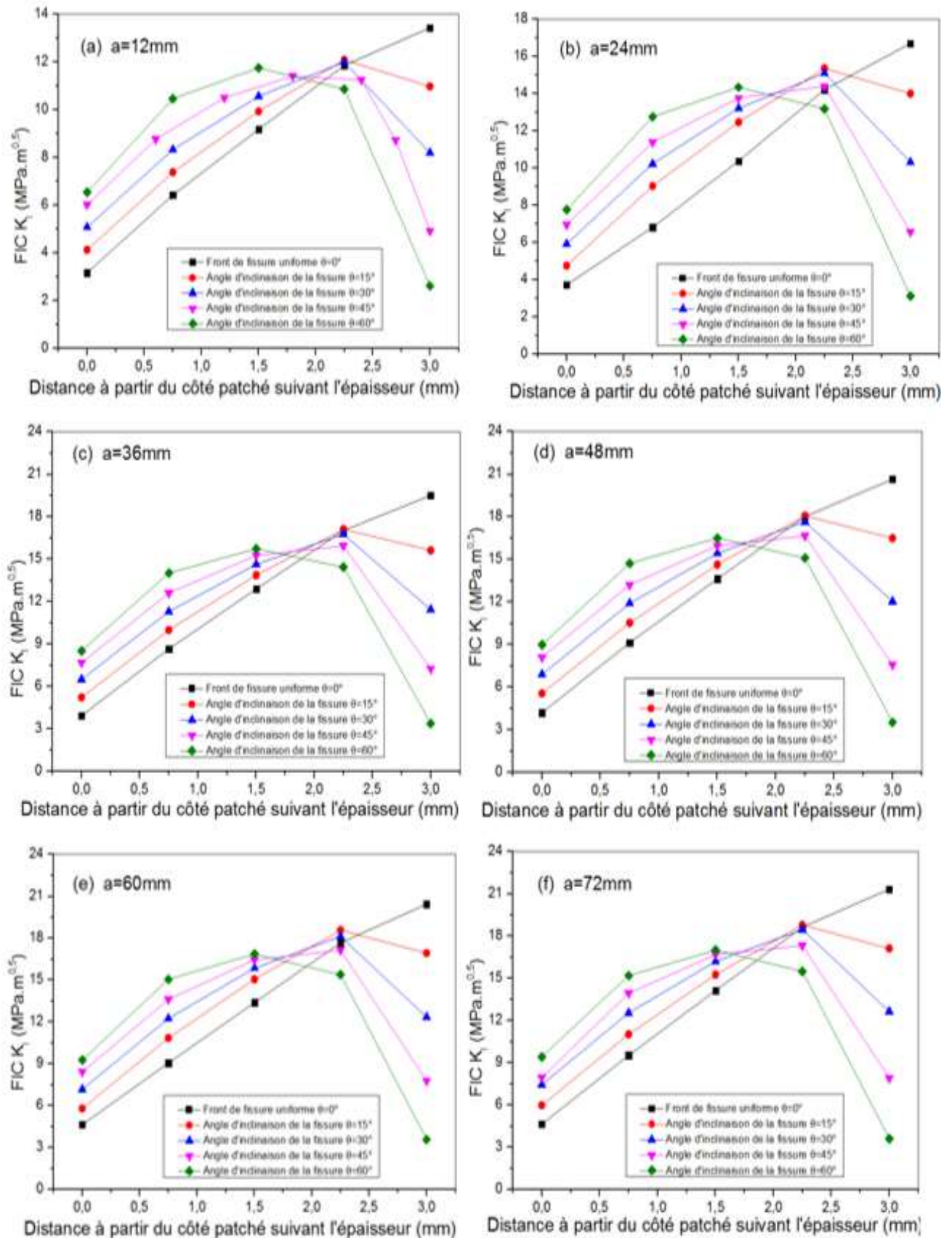


Fig. 4.11 Facteurs d'intensité de contrainte sur le long du front des fissures inclinés pour différentes longueurs de fissures.

La figure 4.12 montre les mêmes tendances pour toutes les longueurs de fissures et ceci pour chaque inclinaison du front de fissure. Cela dit, ce qui se passe sur une longueur de fissure donnée, reste valable pour les autres longueurs.

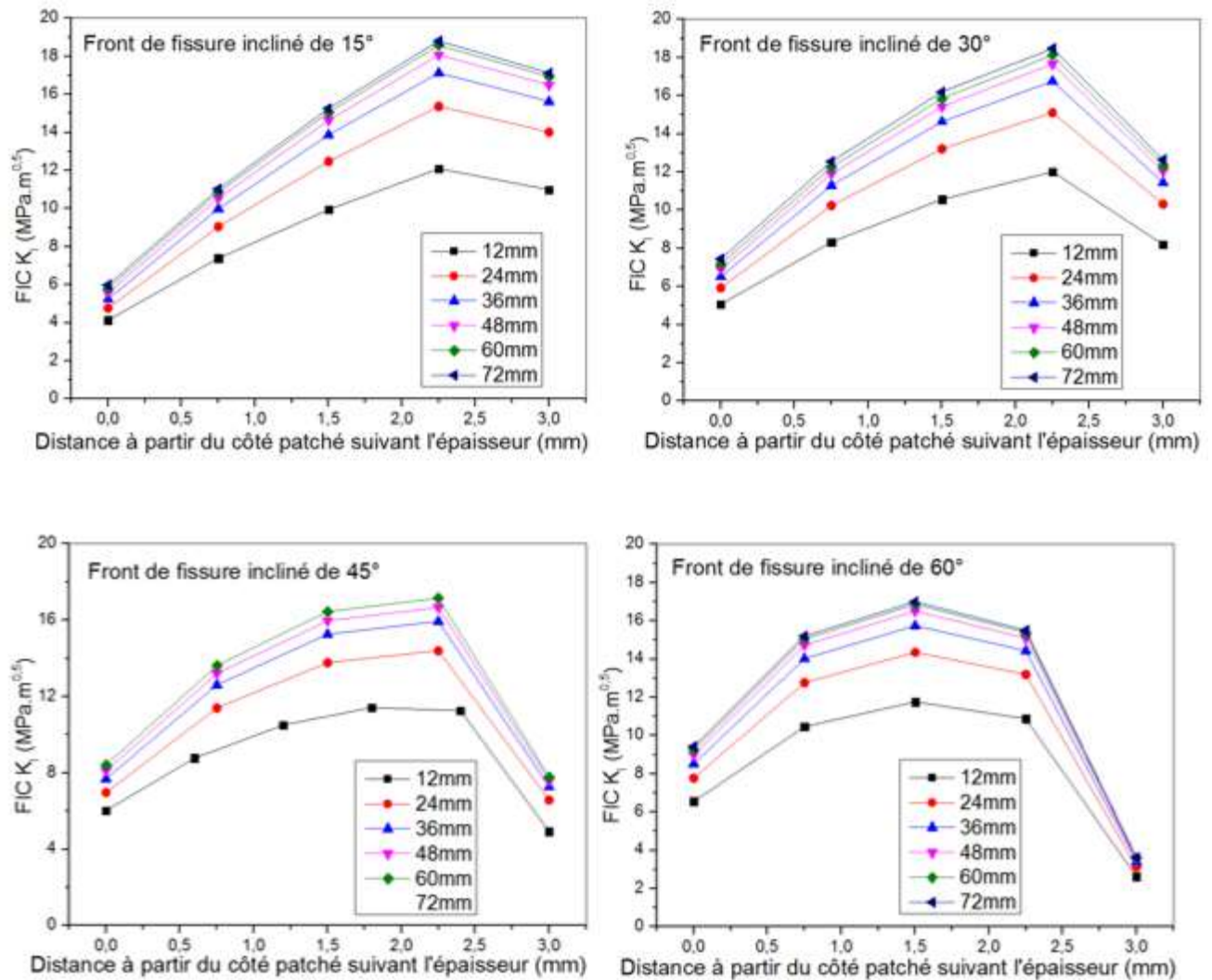


Fig. 4.12 Tendances de la distribution du FIC le long du front de fissure pour différentes inclinaisons

Il est clair à partir de ces figures que, le facteur d'intensité de contrainte devient maximal au milieu de l'épaisseur sur le long du front de fissure. En effet, tous les cas de $\theta = 45^\circ$ et $\theta = 60^\circ$ représentent cet état, où l'on peut noter la valeur maximale de FIC (pick) dans les courbes est à 1,5 mm du front de fissure. Cette tendance est particulièrement notée pour $\theta = 60^\circ$, où derrière cette position (milieu de l'épaisseur), le facteur d'intensité de contrainte diminue d'une façon significative. Ces résultats peuvent expliquer la forme semi elliptique pendant la propagation de la fissure. Physiquement, cette constatation fournit des informations sur les phénomènes successifs pendant la progression du front de fissure. Parce que la création de la

surface est régie par l'énergie critique, celle-ci est déplacée d'un point à un autre à travers le front de fissure. Cela est produit du côté patché vers le côté non patché.

Ainsi, le bilan énergétique est équilibré et la fissure se développe semi elliptique. Par conséquent, pour une certaine inclinaison du front de fissure, le côté patché est forcé à s'ouvrir permettant un nouvel équilibre d'énergie. De cette façon, la fissure progresse en essayant d'être corrigée et le phénomène sera reproduit. Comme preuve, on peut noter clairement que le facteur d'intensité de contrainte atteint sa valeur minimale dans le côté non patché du front de fissure. En particulier, pour $\theta = 60^\circ$, où K_I au côté libre de la fissure est inférieure à K_I au côté réparé. Il est probable que, à ce stade, la fissure est forcée de croître sur le côté patché. Cela semble être réaliste ; Sinon la fissure se propage indéfiniment à travers le côté non patché qui est refusé expérimentalement.

Il est bien connu que le facteur d'intensité de contrainte est lié au déplacement d'ouverture de fissure (COD) par une relation linéaire. Donc, afin de vérifier la pertinence des résultats obtenus, nous avons identifié les déplacements nodaux, juste avant le front de fissure. La figure.4.13 présente les valeurs de COD (Crack Opening Displacement) à côté du front de fissure pour certaines configurations analysées.

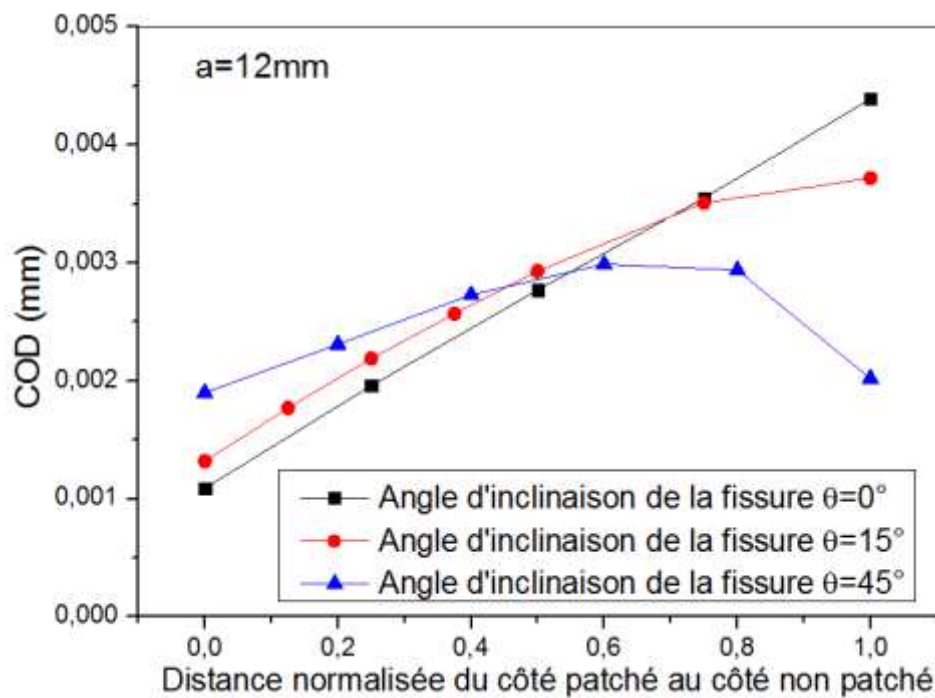


Fig.4.13 déplacements d'ouverture fissurent à travers l'épaisseur de plusieurs inclinaisons du front de fissure θ .

Cette figure montre qu'une bonne corrélation entre les valeurs de COD et de FIC peut être observée. Une même tendance est remarquée pour ces configurations. En effet, il existe une claire similitude entre la variation des tendances de la COD et des valeurs FIC le long du front de fissure et ceci pour les différentes inclinaisons du front de fissure. En conséquence, ceci confirme l'existence d'une relation de corrélation directe entre l'ouverture de fissure et les facteurs d'intensité de contrainte à travers le front de fissure.

Comme il est nécessaire d'obtenir un facteur d'intensité de contrainte effectif qui permet de représenter toutes les configurations pendant la propagation de fissures. Nous avons calculé la moyenne du facteur d'intensité de contrainte le long du front de fissure pour différentes configurations (inclinaison θ) et pour la même longueur de fissure. La figure 4.14 représente la moyenne des facteurs d'intensité de contrainte en fonction de l'inclinaison du front de fissure pour toutes les longueurs de fissures. Incontestablement, les résultats obtenus indiquent une monotonie horizontale des facteurs d'intensité de contrainte moyens pour une longueur donnée, en fonction de différentes inclinaisons θ .

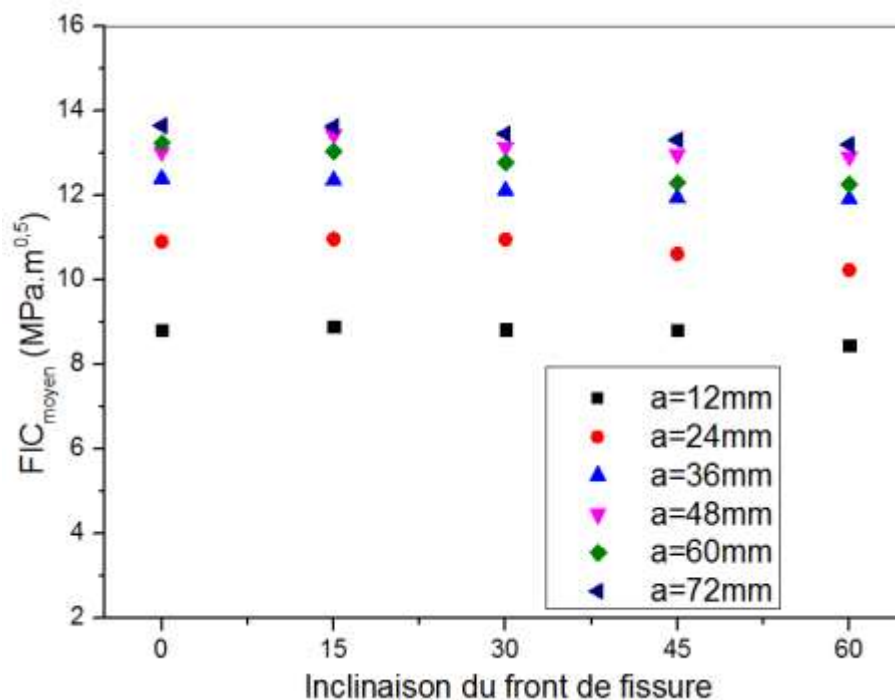


Fig. 4.14 FIC moyen par rapport à l'angle d'inclinaison sur le pan de fissure pour différentes longueurs de fissure.

Depuis la figure 4.14, le FIC moyen représente toutes les configurations d'une manière efficace. On peut proposer que le choix idéal pour le calcul de la propagation des fissures soit la moyenne des valeurs du FIC le long du front de fissure. Cette proposition reste à confirmer, le moment où une analyse plus approfondie est nécessaire pour une validation expérimentale.

CONCLUSION GENERALE

Ce travail de thèse traite le problème de comportement en rupture d'une structure ayant une fissure centrale. Afin d'augmenter la durée de vie résiduelle, les structures fissurées peuvent être réparées par différentes méthodes. Entre autre, le collage de patch reste la technique la plus utilisée dans le domaine aéronautique et naval. En particulier, ce sont les patches en composite qui sont les plus utilisées. Avec ces derniers, la structure est réparée symétriquement (double face patchées), ou asymétriquement (une face patchée). Ceci est facteur de plusieurs conditions telles que, l'accessibilité, les conditions affectant les deux faces, le poids...etc. La littérature abonde de travaux concernant les deux cas de réparation par collage de patch. La majorité de ces travaux considèrent la fissure idéalement droite dans son plan de propagation. Par contre, les observations expérimentales confirment le fait que, la fissure lors de sa propagation adopte des configurations en courbe. En plus, les théories de la mécanique de la rupture sont basées sur le bilan énergétique lors de la propagation de fissure. Ce bilan justement, impose que l'énergie critique de création de nouvelle surface doit être atteinte pour que la fissure avance. Ceci dit, la problématique de configuration de la fissure s'imposait à nous et faisait la problématique de la présente thèse. Ainsi, une plaque a une fissure centrale réparée par patch en composite et soumise à un chargement de traction (Mode I) a été étudiée dans ce travail. Une analyse par éléments finis, en 3 dimensions a été réalisée pour étudier l'effet de l'inclinaison du front de la fissure dans le plan de sa propagation.

Mis à part la distribution des intensités des contraintes, le comportement à la rupture des structures réparées par patch asymétriquement a été analysé et étudié. Les conclusions suivantes sont dégagées :

- Les calculs numériques sont en bonne corrélation avec les résultats de la littérature. En effet, les facteurs d'intensité de contrainte le long du front de fissure sont fortement réduits par le patch composite.
- Une distribution linéaire a été obtenue pour le cas d'un front de fissure rectiligne avec une légère chute près du côté non patché.
- L'inclinaison du front de fissure (non uniforme) s'approche d'une configuration de fissure presque réelle, où les taux de croissance des fissures des côtés patché et non patché sont différents.

- Pendant le développement de la fissure, les facteurs d'intensité de contrainte changent en fonction de l'épaisseur pour la même longueur de fissure et la tendance des facteurs d'intensité de contrainte varie en fonction de l'inclinaison du front de fissure.
- La valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte est décalée du côté non réparé vers le côté réparé lorsque la fissure croît (propage), en fonction de l'inclinaison du front de fissure.
- Le même comportement est obtenu pour toutes les longueurs de fissures.
- Le facteur d'intensité de contrainte moyen le long du front de fissure reste invariable pour toutes les configurations de fissures. Donc, ce paramètre semble un choix adéquat pour les prédictions de la croissance de la fissure de fatigue pour la réparation par patch collé.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- [01] **Wieghardt, K.** "Uber das Spalten und Zerreißen elastischer Körper." *Z. Mathematik and Physik* 55.2 (1907): 60-103. [English translation by HP Rossmannith: Wieghardt.K (1995)] "On splitting and cracking of elastic bodies". *Fatigue and Fract. Eng. Mater. Struct* 12(12).1371-1405.
- [02] **Griffith, Alan A.** "The phenomena of rupture and flow in solids." *Philosophical transactions of the royal society of London. Series a, containing papers of a mathematical or physical character* 221 (1921): 163-198.
- [03] **Sneddon, I. N.** "The elastic stresses produced in a thick plate by the application of pressure to its free surfaces." *Mathematical Proceedings of the Cambridge Philosophical Society.* (1946).Vol. 42. No. 03. Cambridge University Press,
- [04] **Irwin. G.R.** "Estimates of stress intensity and rivet force for a crack arrested by a riveted stiffener". Discussion based on 'Analysis of stress and strains near the end of a crack traversing a plate'. *J. Appl. Mech.* 24: (1957) 361 -364.
- [05] **Rice, James R.** "A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks." ", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 35, 1968, pp.379-386.
- [06] **Bui, H. D.** "Dualité entre les intégrales indépendantes du contour dans la théorie des solides fissurés." *CR Acad. Sci. Paris* 276 (1973): 1425-1428.
- [07] **Erdogan, Fazil, and G. C. Sih.** "On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear." *Journal of basic engineering* 85.4 (1963): 519-527.
- [08] **Comninou, Maria.** "The interface crack." *J. appl. Mech* 44.4 (1977): 631-636.
- [09] **Eshelby, J.Df.** "Energy relations and the energy-momentum tensor in continuum mechanics." *Fundamental Contributions to the Continuum Theory of Evolving Phase Interfaces in Solids.* Springer Berlin Heidelberg, 1999. 82-119.
- [10] **Kheysin, D. Ye, and N. V. Cherepanov.** "Preobrazovaniye formy i peremeshcheniye vozdushnykh vklyucheniyy vo l'du [Transformation and movement of air inclusions in ice]." *Problemy Arktiki i Antarktiki*, Vyp 32 (1969): 100-05.
- [11] **Begley, J.A. and Landes, J.D.** "The J -integral as a fracture criterion. Fracture Toughness", *ASTM STP 514, American Society for Testing and Materials, Philadelphia*, (1972).1-23.
- [12] **Zhang, C.H.** "Elastodynamic analysis of a periodic array of mode III crack in transversely

isotropic solids". *Journal of Applied Mechanics* 59: (1992), 366–371.

[13] **François.D** : "Influence of hydrides on the strengths of Zircaloy-4 plate", *Proc. of 8th Int. Conf. on Fracture*, Kiev, Ukraine, (1993), pp. 693-700.

[14] **Baouch. D** "Validation numérique des paramètres de fissuration en élastoplasticité", *Thèse de doctorat de l'Université Blaise Pascal Clermont II*. (1998)

[15] **Hutchinson, J.W.** "Singular behaviour at the end of a tensile crack in a hardening material". *Journal of Mechanics and Physics of Solids* 16, (1968). 13–31.

[16] **Rice, J.R. and Rosengren, G.F.** "Plane Strain Deformation near a Crack Tip in a Hardening Material". *Journal of the Mechanics and Physics of Solids* 16, (1968). 1–12.

[17] **Eripre Ch.Rousselier G.** "First Spinning Cylinder Test Analysis Using Local Approach to Fracture", *PVP-San Diego (The American Society of Mechanical Engineers, New York)*, (1991)

[18] **Olson R.J., Scott P., Marschall C.W. et Wilkowski G.M.** "Comparison of Fracture Toughness Values from an IPIRG-1 Large-Scale Pipe System Test and C(T) Specimens on Wrought TP304 Stainless Steel", *Fatigue, Flaw Evaluation and Leak-Before-Break Assessments 1994, PVP- Vol.280 (The American Society of Mechanical Engineers, New York)*, pp.241-254.

[19] **J.R. Rice et D.M. Tracey**, "On the ductile enlargement of voids in triaxial stress fields", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol 17, 1969, pp. 201- 217.

[20] **Gurson. A.L**, "Continuum theory of ductile rupture by void nucleation and growth : Part I - Yield criteria and flow rules for porous ductile media", *Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol.99, 1977, pp. 2-15..

[21] **TVERGAARD V.** - "Maîerial faihtre by void growth îo coalescence". *Adv. Appl. Mech.*, 1990, vol. 27. p. 83-151.

[22] **Gay, Daniel.** "Matériaux composites, 3eme édition hermès, pp559, p629." (1989).

[23] **Reyne, Maurice.** "Technologie des composites, 2ème édition Hermès, pp36, p190." (1995).

[24] **Chrétien, Gilbert.** *Matériaux composites à matrice organique: polymères et renforts type: caractéristiques, technologies de mise en forme: applications. Technique et documentation*, 1986.

[25] **Dermarkar, Salim.** "Matériaux composites à matrice métallique." *Techniques de l'ingénieur. Matériaux métalliques M250 (1990): M250-1.*

[26] **Davidovits, Joseph, ed.** *Geopolymer, Green Chemistry and Sustainable Development Solutions: Proceedings of the World Congress Geopolymer 2005.* Geopolymer Institute, 2005.

- [27] **J.P. Pascault**. *Chimie et mise en œuvre des mélanges réactifs*. In *Initiation à la chimie et à la physico-chimie macromoléculaire, volume Matériaux composites à base de polymère*. 1989.
- [28] **T.L. Jong, S.R. Yu**. *Physical aging of poly (ether sulfone)-modified epoxy resin*. *Journal of Polymer Science: Part B: Polymer physics*, 35:69–83, 1997
- [29] **Baley, C**. "Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites, Tech." *L'ingénieur* (2013).
- [30] **CINQUIN, Jacques**. *Les composites en aérospatiale*. Ed. Techniques Ingénieur, 2002.
- [31] **FAVRE, Jean-Paul**. "Interface dans les composites fibreux." *Techniques de l'ingénieur. Plastiques et composites A7765* (1992): A7765-1.
- [32] **Mao, H., and S. Mahadevan**. "Fatigue damage modelling of composite materials." *Composite Structures* 58.4 (2002): 405-410.
- [33] **Noor, Ahmed K., W. Scott Burton, and Charles W. Bert**. "Computational models for sandwich panels and shells." *Applied Mechanics Reviews* 49 (1996): 155-155.
- [34] **Ledru, Yohann**. *Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques*. Diss. Institut National Polytechnique de Toulouse, 2009.
- [35] **Noor, Ahmed K., et al**. "Structures technology for future aerospace systems." *Computers & Structures* 74.5 (2000): 507-519.
- [36] **Donnet, Jean-Baptiste, and Roop Chand Bansal**. *Carbon fibers*. CRC Press, 1998.
- [37] **PINZELLI, R., and D. VANTHIER**. "Le Kevlar dans les articles de sport." *Composites* 27.2 (1987): 41-48.
- [38] **F. Monfort-Windels**. *Les composites renforcés de fibres de carbone*. SIRRIS.
- [39] **ACHOUR, Toufik**. "Étude des techniques de réparation des structures composites endommagées." *Université Mentouri Constantine-Algérie* 2011
- [40] **K.Y. RAYMOND, S.S. Kuldeep**, *Innovative laser heating methodology study for crack growth retardation in aircraft structures*, *International Journal of Fatigue*. v. 27, Issue 3, p.245-253, 2005.
- [41] **P.K. RAY, B.B. VERMA, P.K. MOHANTHY**. *Spot heating induced fatigue crack growth retardation*, *Pressure Vessels and Piping*, v.79, p. 373-376, 2002
- [42] **P.S. SONG, C.C. WEN**. *Crack closure and crack growth behaviour in shot peened fatigued specimen*. *Engineering Fracture Mechanics*. v.63, Issue 3, p. 295-304, 1999.
- [43] **P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN**. *Effect of artificial closure materials on crack growth retardation*. *Engineering Fracture Mechanics*, v.73, Issue 1, p. 22-41, 2006.
- [44] **S. NABOULSI, S. MALL**. *Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels*. *Composite Structures*, v.41, Issues 3-4, p. 303-313, 1998.

- [45] **L.S. ETUBE, F.P. BRENNAN, W.D. DOVER.** *A new method for predicting stress intensity factors in cracked welded tubular joints, International Journal of Fatigue.* v. 22, Issue 6, p. 447-456, 2000.
- [46] **J.E. RODRIGUEZ-SANCHEZ, W.D. DOVER, F.P. BRENNAN.** *Application of short repairs for fatigue life extension. International Journal of Fatigue.* v.26, Issue 4, Pages 413-420, 2004.
- [47] **R. GHFIRI.** *Etude du retard à l'amorçage et à la propagation d'une fissure de fatigue après perçage d'un trou avec et sans expansion, Thèse de doctorat, Université des Sciences et Technologies de Lille, France, 2000.*
- [48] **H. TSUKUDA, H. OGIYAMA et T. SHIRAISHI,** « *Transient fatigue crack growthbehaviour following single overloads at high stress ratios* », *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 19(7), pp. 879-891, 1996.
- [49] **M. LOUAH,** « *Mécanismes de retard pour la progression de fissure après surchargés la ces des aciers* », *Thèse soutenue le 18 septembre 1980 à l'Université de Technologie de Compiègne.*
- [50] **Kikukawa, M., M. Jono, and Y. Kondo.** "Fatigue crack propagation under repeated two-step loadings above and below threshold condition." *J. Soc. Mater. Sci. Japan* 27 (1978): 1068-1102.
- [51] **A. IMAD,** « *Mécanismes du retard induit par l'application d'une surcharge au cours de la propagation d'une fissure de fatigue* », *Thèse soutenue le 22 décembre 1989 à U.S.T.L., Lille.*
- [52] **P.de RIJK et A.A.M. OTTER,** « *Empirical investigation on some methods for stopping the growth of fatigue cracks* », *National Aerospace Laboratory, NLR TR 70021 L,* 1969.
- [53] **Mutoh, Y., Fair, G. H., Noble, B., & Waterhouse, R. B..** "The effect of residual stresses induced by shot-peening on fatigue crack propagation in two high strength aluminium alloys." *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 10.4 (1987): 261-272.
- [54] **P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN,** *Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, Engineering Fracture Mechanical;* 60(1): 47–58, 1998. 15.
- [55] **A. Baker,** *Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure, Compos. Struct.* 47(1) (1999) 431-443.
- [56] **R.J. Callinan, L.R.F. Rose, C.H. Wang,** *Three dimensional stress analysis of crack patching, in: Proceedings of international Conference on Fracture, ICF-9 (1997) 2151–2158.*

- [57] **T. F. Christian, D. O. Hammond, J. B. Cochran**, *Composite material repairs to metallic airframe components*, *J. Aircraft*. 29(3) (1992) 470-476.
- [58] **B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier**, *Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode*, *Compos. Struct.* 56(4) (2002) 401-406.
- [59] **H. Jian-Bin, L. Xu-Dong, M. Zhi-Tao**, *Fatigue behavior of thick center cracked aluminum plates repaired by two-sided composite patching*, *Mater. Design*. 88 (2015) 331-335.
- [60] **B. Bachir Bouiadjra, F. Benyahia, A. Albedah, S. M. Khan**, *Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6*, *Int. J. Fatigue*, 80 (2015) 128-135.
- [61] **W. Y. Lee, J. J. Lee**, *Successive 3D FE analysis technique for characterization of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate*, *Compos. Struct.* 66(1) (2004) 513-520.
- [62] **H. WU, N. BENSEDDIQ, A. IMAD**. *Fracture toughness prediction of a valve body: Numerical analysis*. *Engineering Failure Analysis*, In Press, 2009.
- [63] **K. J.KIRKHOPE, R.BELL, L.CARON, R.I.BASU, K.T.MA**. *Weld detail fatigue life improvement techniques. Part 1: review*. *Marine Structures*. v.12, Issue 6, p.447-474, 1999.
- [64] **J.L. DESIR**, *Examples of repair welding of heavy machinery subject to breakage due to low frequency alternating stresses*. *Engineering Failure Analysis*, v.8, Issue 5, p. 423-437, 2001.
- [65] **J. MATHAR**. *Determination of Initial Stresses by Measuring the Deformation Around Drilled holes*, *Arch Eisenhüttenwesen*, 6, p. 277-281 et *Trans. ASME*, V56 (4), p.249, 1934.
- [66] **J Rodriguez, J. E., F. P. Brennan, and W. D. Dover**. "Minimization of stress concentration factors in fatigue crack repairs." *International journal of fatigue* 20.10 (1998): 719-725.
- [67] **R. GHFIRI**. *Etude du retard à l'amorçage et à la propagation d'une fissure de fatigue après perçage d'un trou avec et sans expansion*, *Thèse de doctorat, Université des Sciences et Technologies de Lille, France*, 2000.
- [68] **A. Amroucheet G. Mesmacque**, *Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack*, *International Journal of Fatigue*, 2003, V25, PP 949–954.
- [69] **Chandawanich, Nopporn, and William N. Sharpe**. "An experimental study of fatigue crack initiation and growth from coldworked holes." *Engineering Fracture Mechanics* 11.4 (1979): 609-620.

- [70] **R. HERMANN** Three-dimensional stress distribution around cold expanded holes in aluminium alloys, *Engineering Fracture Mechanics*, 48(6): 819-835, 1994.
- [71] **Aid, Abdelkrim, et al.** "Finite Element Simulation of Fatigue Damage Accumulation for Repaired Component by Cold Expansion Method." *Multiphysics Modelling and Simulation for Systems Design and Monitoring*. Springer International Publishing, 2015. 433-441.
- [72] **T.N. CHAKHERLOU, J. VOGWELL**, The effect of cold expansion on improving the fatigue life of fastener holes, *Engineering Failure Analysis*, 10:13–24, 2003.
- [73] **H. Errouane, Z. Sereir, A. Chateauneuf**, Numerical model for optimal design of composite patch repair of cracked aluminum plates under tension. *Int. J. Adhes. Adhes.* 49 (2014) 64-72.
- [74] **T. V. Umamaheswar, R. Singh**, Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet, *Eng. Fract. Mech.* 62(2) (1999) 267-289.
- [75] **D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, B. Achour, N. Benderdouche**, Modelling of a cracked aluminium plate repaired with composite octagonal patch in mode I and mixed mode, *Mater. Design.* 30(3) (2009) 590-595.
- [76] **T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier**, Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch, *Comp. Mater. Sci.* 28(1) (2003) 41-48.
- [77] **H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, H. R. Daghyani**, Mixed-mode fracture analysis of aluminium repaired panels using composite patches, *Compos. Sci. Technol.* 66(2) (2006) 188-198.
- [78] **M. R. Ayatollahi, R. Hashemi**, Computation of stress intensity factors (K_I , K_{II}) and T -stress for cracks reinforced by composite patching, *Compos. Struct.* 78(4) (2007) 602-609.
- [79] **D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier**, The effects of disbonds on the stress intensity factor of aluminium panels repaired using composite materials, *Compos. struct.* 78(2) (2007) 278-284.
- [80] **A. Megueni, B. Bachir Bouiadjra, B. Boutabout**, Computation of the stress intensity factor for patched crack with bonded composite repair in pure mode II, *Compos. Struct.* 59(3) (2003) 415-418.
- [81] **H. Fekirini, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier**, Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures, *Compos. Struct.* 82(1) (2008) 84-89.

[82] **C. Soutis, F. Z. Hu**, *Design and performance of bonded patch repairs of composite structures*, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace. Eng.* 211(4) (1997) 263-271.

[83] **X. Liu, G. Wang**, *Progressive failure analysis of bonded composite repairs*, *Compos. Struct.* 81(3) (2007) 331-340.

[84] **M. Ramji, R. Srilakshmi, M. B. Prakash**, *Towards optimization of patch shape on the performance of bonded composite repair using FEM*, *Compos. Part B-Eng.* 45(1) (2013) 710-720.

[85] **Aminallah, L., et al.** "Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures." *Computational Materials Science* 46.4 (2009): 1023-1027.

[86] **J. Aakkula, O. Saarela**, *An experimental study on the fatigue performance of CFRP and BFRP repaired aluminium plates*, *Compos. Struct.* 118 (2014) 589-599.

Chapitre04

[87] **W. Y. Lee, J. J. Lee**, *Successive 3D FE analysis technique for characterization of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate*, *Compos. Struct.* 66(1) (2004) 513-520.

[88] **G. C. Sih**, *Handbook of stress-intensity factors*. Lehigh University, Institute of Fracture and Solid Mechanics. (1973).

[89] **O. Wahid**, *Analyse par la méthode des éléments finis tridimensionnelle de l'étendue de la zone plastique en tête de fissure réparée par patch en composite*, *Thèse de Doctorat, Université de SBA-UDL*, 2010.

[90] **J. Mathias**, *Etude du comportement mécanique des patchs composites utilisés pour le renforcement des structures métalliques aéronautique*, *Thèse de Doctorat de l'université de Blaise Pascal*, Septembre 2005.

[91] **J. J. Schubbe, S. Mall**, *Fatigue behavior in thick aluminum panels with a composite repair*, *In Proceedings of SDM/AIAA Conference.* (1998) 2434-2443.

[92] **D. C. Seo, J. J. Lee**, *Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch*, *Compos. Struct.* 57(1) (2002) 323-330.