

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



Projet de Fin d'Etudes
Pour l'obtention du diplôme de Master en : Génie mécanique
Domaine : Sciences et Technologie
Filière : Génie Mécanique
Spécialité : Construction Mécanique

Thème

**Analyse élastique d'interaction de deux fissures semi-elliptiques
dans une structure aéronautique endommagée et réparée**

Présenté Par :

- 1) Mr. ZAOUI MOHAMED
- 2) Mr. BENAOUA ZENAGUI

Devant le jury composé de :

Dr. BAHRAM Kaddour	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Président
Dr. DJEBBAR Noureddine	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Examineur
Pr. OUDAD Wahid	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Encadrant

Année Universitaire 2022/2023

Dédicaces

C'est avec profonde gratitude et sincères mots, que nous dédions ce modeste travail de fin d'étude à nos chers parents ; qui ont sacrifié leur vie pour notre réussite et nous ont éclairé le chemin par leurs conseils judicieux.

Nous espérons qu'un jour, nous pourrions leur rendre un peu de ce qu'ils ont fait pour nous, que Allah leur prête bonheur et longue vie.

Nous dédions aussi ce travail à nos sœurs et à nos frères, nos familles, nos amis, tous nos professeurs qui nous ont enseigné et à tous ceux qui nous sont chers.

A tous les membres de la promotion Construction mécanique

Et à tous ceux qui me connaissent

Remerciements

Nous tenons à exprimer toute notre reconnaissance à notre directeur de mémoire, Monsieur Pr. OUDAD Wahid.

Nous le remercions de nous avoir encadrés, orientés, aidés et conseillés.

Nous adressons nos sincères remerciements à tous les professeurs jury et examinateur, intervenants et toutes les personnes qui par leurs paroles, leurs écrits, leurs conseils et leurs critiques ont guidé nos réflexions et ont accepté de nous rencontrer et de répondre à nos questions durant nôtres recherches.

Nous remercions nos très chers parents, qui ont toujours été là pour nous.

Nous remercions nos camarades, pour leurs encouragements.

Nous remercions particulièrement nos enseignants du département de génie mécanique et tout le personnel de la faculté des sciences et technologies pour leurs contributions, leurs précieux conseils durant ma formation.

Enfin, je remercie nos amis qui ont toujours été là pour nous. Leur soutien inconditionnel et leurs encouragements ont été d'une grande aide.

À tous ces intervenants, nous présentons nos remerciements, et nos respects.

Résumé

Les fissures en générale dans les structures interagissent les unes avec les autres quand ils sont sollicités par une charge. Le degré d'interaction dépend fortement de la répartition des contraintes appliquées.

L'objectif de notre travail est d'analyser numériquement par la méthode des éléments finis le comportement en rupture d'une structure aéronautique contenant deux fissures semi-elliptiques afin d'étudier l'interaction fissure-fissure on utilisant le facteur d'intensité contrainte comme paramètre de critique.

Cette étude est basée sur la théorie de la mécanique de la rupture en élasticité linéaire prenant en compte plusieurs configurations géométriques tridimensionnelles.

Mots clés : Interaction des fissures, patch, Facteur d'Intensité de Contrainte, Von mises, réparation

Abstract

Cracks in general in structures interact with each other when they are stressed by a load. The degree of interaction strongly depends on the distribution of applied stresses.

The objective of our work is to numerically analyze by the finite element method the failure behavior of an aeronautical structure containing two semi-elliptical cracks in order to study the crack-crack interaction using the stress intensity factor as a critical parameter.

This study is based on the theory of fracture mechanics in linear elasticity taking into account several three-dimensional geometric configurations.

Keywords : Interaction of cracks, patch, Stress Intensity Factor, Von mises, repaire

ملخص

تتفاعل التشققات بشكل عام في الهياكل مع بعضها البعض عندما يتم الضغط عليها بحمل. تعتمد درجة التفاعل بشدة على توزيع الضغوط المطبقة

الهدف من عملنا هو التحليل العددي بطريقة العناصر المحدودة لسلوك فشل هيكل طيران يحتوي على شقين شبه بيضاويين من أجل دراسة تفاعل الصدع باستخدام عامل شدة الإجهاد كمعامل حرج

تعتمد هذه الدراسة على نظرية ميكانيكا الكسر في المرونة الخطية مع مراعاة العديد من التكوينات الهندسية ثلاثية الأبعاد

الكلمات المفتاحية: تفاعل الشقوق رقعة، عامل شدة الإجهاد، فون ميزس، التصحيح.

Tables des Matières

Dédicaces	
Remerciements	
Résumé	
Abstract :	
ملخص	
Tables des Matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
Introduction générale.....	1
Etat de l'art :	3
Chapitre 1 :	
I.1. Généralités :	4
I.2. Intervalles d'inspection des structures aéronautiques :	8
I.3. Inspection des structures aéronautique :	9
I.4. Nature des dommages dans les structures métalliques	10
I.5. Techniques de surveillance de l'endommagement :	11
I.5.1. Technique de surveillance des structures par émission acoustique.....	11
I.5.1.1. Définition :	11
I.5.1.2. Les types d'analyses des signaux acoustiques pour le suivi et l'identification de l'endommagement.....	12
1. Analyse paramétrique ou conventionnelle :	12
2. Analyse statistique multi-variable	13
I.5.1.3. Localisation défauts par des sources d'émission acoustique	14
I.5.2. Technique de corrélation d'image DIC	15
I.5.3. Technique des Ondes guidées	15
I.5.4. Le Ressuage :	17
I.6. Méthodes de réparation des structures fissurées :	18
I.6.1. Méthode d'infiltration :	18
I.6.2. Méthode de perçage d'un trou :	19

I.6.3.	Méthode du perçage avec expansion (cold working) :.....	20
I.6.4.	Technique de collage du patch en composite :.....	21
A.	Patchs externes :.....	22
B.	Patchs internes :	22
I.7.	Conclusion :.....	23
Chapitre 2 :		
II.1.	Définition :.....	24
II.2.	Modes élémentaires de fissuration :	25
II.3.	La caractérisation de la mécanique de rupture par des paramètres locaux :.....	25
A.	Mécanique de rupture élastique linéaire	26
B.	Mécanique de la rupture plastique élastique.....	27
II.4.	Facteur d'Intensité de Contraintes (FIC) :.....	27
II.5.	Conclusion :.....	29
Chapitre 3 :		
III.1.	Avant -propos :	30
III.2.	Présentation du logiciel ABAQUS/CAE 6.14.....	30
III.3.	Analyse des résultats des interactions :	36
III.3.1.	Analyse d'interaction entre deux fissures semi-elliptique identiques :.....	36
A.	L'effet de l'inter-distance (b)	37
B.	L'effet de variation de l'angle α avec distance fixe (b = 2 mm)	39
III.3.2.	Analyse d'interaction entre deux fissures semi-elliptiques Dissemblables :	42
A.	Deux fissures sur la même distance (b=2mm/ α =30) pour différentes profondeurs (a ₂) :.....	42
B.	Deux fissures sur la même distance (b=2/ α =30) avec des différents longueurs (c ₂) :	44
III.3.3.	Analyse des résultats de la réparation :	45
A.	Deux fissures sur même plan avec une distance b=1 mm réparées :.....	46
B.	Deux fissures sur même plan avec une distance b=3 mm réparées :.....	47
C.	Deux fissures sur une distance (b=2/ α =30) réparées :.....	48
D.	Deux fissures sur une distance (b=2 mm / α =90) réparées :	49
III.4.	Conclusion :.....	50
Conclusion Générale :		51
Bibliographies		53

Liste des figures

Figure I . 1: Assemblées de structure de fuselage.	4
Figure I . 2: Charges typiques du fuselage	6
Figure I . 3: a) Structures différentielles et b) structures intégrales.	7
Figure I . 4: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A35.	10
Figure I . 5: Chaîne d'acquisition d'un système d'émission acoustique.	12
Figure I . 6: Principe de localisation linéaire d'une source d'EA.	14
Figure I . 7: Principe de calcul par corrélation d'image.	15
Figure I . 8: Propagation des ondes de Lamb : (a) mode symétrique, (b) mode antisymétrique.	16
Figure I . 9: Dispositions possibles des sondes ultrasonores : (a) transmission normale, (b) transmission opposée avec un angle d'inclinaison (c) avec un angle d'inclinaison (d) mode pulse écho.	16
Figure I . 10: Résultat contrôle par ressuage	17
Figure I . 11: Opérations d'application pénétrant-révéléateur	18
Figure I . 12: Restitution des propriétés du matériau d'origine par résine.	19
Figure I . 13: Différentes positions de perçage	20
Figure I . 14: Processus de l'expansion	21
Figure I . 15: Réparation par patch externe	22
Figure I . 16: Réparation par patch interne	22
Figure II . 1: Stabilisateur vertical, qui s'est séparée du vol American Airlines 587.	24
Figure II . 2: Propagation d'une fissure.	24
Figure II . 3: Les trois modes de rupture.	25
Figure II . 4: Zones délimitant le voisinage d'une pointe de fissure.	26
Figure II . 5 : Fissure en mode I - Etat de contrainte au niveau de la pointe de la fissure	28

Figure III. 1: Etapes à suivre pour la programmation.	30
Figure III. 2: Géométrie de la plaque.	31
Figure III. 3: Représentation graphique du modèle après insertion des donnés (Plaque).	32
Figure III. 4: Assemblage des différents parts.	33
Figure III. 5: Création et définition des étapes types de traitement.	33
Figure III. 6: Validation des interactions entre partie.	34
Figure III. 7: Définition des charges et conditions limites.	34
Figure III. 8: Maillage des parts et raffinement.	35
Figure III. 9: Création du module travail.	35
Figure III. 10: Visualisation du résultat de la simulation.	36
Figure III. 11: Fissures jumelles avec différentes distance (b).	36
Figure III. 12: représentation des fissures jumelles sur le meme plan et avec déffirents distances (b).	37
Figure III. 13: Variation du FICs le long du front de la fissure 1 pour déférents (b).	37
Figure III. 14: Variation du KI max pour la fissure 1 en fonction de (b).	38
Figure III. 15: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour variation (b).	38
Figure III. 16: Variation du KI max pour la fissure 2 en fonction de variation (b).	39
Figure III. 17: représentation graphique des fissures 1 fixe et fissure 2 avec déffirents angles.	39
Figure III. 18: Variation du FIC le long du front de fissure 1 pour déférents angles (α).	40
Figure III. 19: Variation du KI max pour la fissure 1 en fonction de l'angle (α).	40
Figure III. 20 : Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour déférents angles (α).	41
Figure III. 21: Variation du KI max pour la fissure 2 en fonction de l'angle (α).	41
Figure III. 22: Présentation graphique des fissures dissemblables.	42
Figure III. 23: Fissures 2 voisines à 30° avec différentes tailles de profondeur a2.	42
Figure III. 24: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour différente profondeur (a2).	43
Figure III. 25: Variation du KI max pour la fissure 2 pour différente profondeur (a2).	43
Figure III. 26: Fissures voisines à 30° avec différentes tailles de c2.	44
Figure III. 27: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour différente longueur (c2). .	44
Figure III. 28: Variation du KI max pour la fissure 2 pour différente profondeur (c2).	44
Figure III. 29: schéma du modèle de réparation par patch composite.	45
Figure III. 30: Front de fissure 1 pour (b=1).	46
Figure III. 31: Front de fissure 2 pour (b=1).	46

Figure III. 32: Front de fissure 1 pour (b=3).....	47
Figure III. 33: Front de fissure 2 pour (b=3).....	47
Figure III. 34: Front de fissure 1 pour (b=2/α=30).....	48
Figure III. 35: Front de fissure 2 pour (b=2/α=30).....	48
Figure III. 36 : Fissure 1 pour (b=2mm / α = 90°).	49
Figure III. 37: Fissure 2 pour (b=2mm/ α =90°).	49

Liste des tableaux

Tableau I. 1 : Composition chimique massique de : AA 7075-T6.....	7
Tableau I. 2 : Composition chimique de : AA 2024-T3.....	7
Tableau I.3 : Types d’inspections structures aéronautiques.....	9
Tableau I.4 : Analyse statistique des modes de rupture.	10
Tableau I.5 : Synthèse des amplitudes des signaux acoustiques pour diffèrent mode rupture.	13
Tableau I.6: Synthèse des fréquences des signaux acoustiques pour différents modes rupture.	13
<hr/>	
Tableau III. 1: Matériel prospérités of 2024-T3 alliage aluminium et FM 73Adhésive.....	32
Tableau III. 2 : Propriétés de Patch Composite.....	32

Liste des Abréviations

CND	: Contrôles Non Destructives
SHM	: Structural Health Monitoring
EA	: Emission Acoustique
LVQ	: Learning Vector Quantization
MLP	: Multi-Layer Perceptron
DIC	: Digital Image Corrélation
ACU	: Air Coupled Ultrasound
LEFM	: Linear Elastic Fracture Mechanics
EPFM	: Elastic Plastic Fracture Mechanics
CTOD	: Crack Tip Opening Displacement
FIC	: Facteur d’Intensité de Contrainte

Nomenclature

Notation utilisées	Description	Unité
σ	Contrainte Normales.	[MPa]
σ_c	Contrainte critique.	[MPa]
Y	Facteur géométrique de correction	[-]
K_I	Facteur d'intensité des contraintes	[MPa.m ^{0.5}]
c	Demi-longueur de l'entaille.	[mm]
a	Profondeur de fissure	[mm]
b	Distance entre fissures	[mm]
e	Epaisseur de la plaque	[mm]
E	Module de Young	E
ν	Le coefficient de poisson	[-]
G	Module de Cisaillement	[GPa]

Introduction générale

Introduction générale

À la suite d'une série d'incidents liés à la propagation de fissure, le concept de tolérance à l'endommagement a été introduit. Ce concept a été adopté d'abord par l'armée de l'air américaine (USAF) à la suite de l'accident d'un avion de type F-111 qui s'est écrasé après seulement 120 heures de vols.

Les investigations ont montré qu'une fissure s'était initiée durant la fabrication et qu'elle s'est propagée par la suite. La succession d'autres événements tels que l'écrasement d'un avion AVRO 748 à la suite d'une fissure de 90 cm au niveau de la voilure et la perte d'une partie du stabilisateur d'un Boeing 707 lors d'un atterrissage ont précipité l'adoption de ce concept par l'aviation civile en 1978 [1].

Aujourd'hui, cette méthodologie s'applique à la conception de la plupart des éléments structuraux des aéronefs en service. Le concept de tolérance à l'endommagement est défini comme étant la capacité d'une structure à résister à la fatigue, la corrosion ou tout autre dommage accidentel qui peut se produire en service, jusqu'à ce que ce défaut soit détecté et réparé.

La philosophie de tolérance à l'endommagement se base sur trois principaux points :

- Admettre la présence d'un défaut interne au matériau ou de surface qui peut se développer en service.
- Avoir des outils d'inspection appropriés, qui permettent la détection de ces défauts et de planifier des interventions d'inspection appropriées.
- Pouvoir maintenir un niveau acceptable de résistance résiduelle entre deux interventions d'inspection successives.

Les fissures en générale dans les structures interagissent les unes avec les autres quand ils sont sollicités par une charge. Le degré d'interaction dépend fortement de la répartition des contraintes appliquées.

Dans ce contexte, les études ont pour objectif principal de développer des stratégies expérimentales et des modèles numériques afin d'étudier différents types d'endommagement dans des structures aéronautiques et d'évaluer leurs effets sur les propriétés mécaniques et la durabilité.

Le défaut est simulé par deux fissures sous forme semi-elliptique externe, et pour avoir une approche plus générale, l'orientation des fissures coïncide au plan perpendiculaire de la contrainte. Pour connaître le comportement d'interaction de deux fissures, la solution est obtenue analytiquement par une modélisation par éléments finis que le concept de la mécanique élastique de rupture peut définir le comportement à la fissuration.

La tolérance aux dommages appliquée aux structures aéronautiques est un concept qui requiert une bonne compréhension des modes d'endommagement et une bonne maîtrise des outils de surveillance et d'inspection.

La fissuration dans des structures en aluminium où cette analyse a été menée pour comparer la réponse obtenue. Cette étude a permis de juger la représentativité de ce type de défaut et sa validité pour la mise en place d'une technique guidée à l'évolution de la taille de deux fissures semi-elliptique voisines.

Cette étude est divisée trois chapitres. Le premier introduit des généralités sur les structures et les matériaux aéronautiques et définit les notions sur l'inspection des fissures.

La seconde présente les concepts de base en mécanique de la rupture. En particulier, la mécanique de la rupture élastique linéaire et est brièvement introduite ainsi le facteur d'intensité de contrainte correspond à des cinématiques particulières du mouvement des fissures.

Dans le troisième chapitre, l'analyse par éléments finis ainsi que le processus de simulation de l'interaction fissure-fissure sont présentées avec une synthèse des résultats obtenus reportant le comportement des facteurs d'intensité de contrainte par rapport aux configurations proposées.

Etat de l'art :

La plupart des procédures d'évaluation de l'intégrité structurelle incluent des règles permettant d'établir si deux défauts ou plus étroitement espacés dans une structure interagissent. Lors de l'exécution d'une évaluation d'intégrité, il est souvent utile de savoir si les mécanismes de défaillance déclenchés par la présence d'un défaut sont influencés par la présence d'autres défauts à proximité.

Cela indique à l'évaluateur si les défauts peuvent être considérés individuellement ou s'ils devront être considérés conjointement. Si l'interaction est importante et que les défauts doivent être considérés conjointement, cela peut augmenter la complexité de l'analyse. Cela peut également introduire un conservatisme supplémentaire si l'interaction ne peut être prise en compte que de manière approximative [2].

De nombreuses procédures d'évaluation de l'intégrité structurelle incluent des critères d'interaction simplifiés qui sont largement basés sur la mécanique de rupture élastique linéaire (**LEFM**). On suppose que si deux défauts de type fissure sont suffisamment proches pour que le facteur d'intensité de contrainte de chacun soit affecté de manière significative par la présence de l'autre, alors d'autres mécanismes de défaillance peuvent être affectés de la même manière.

Par exemple, la propagation des fissures de fatigue sous chargement **Mode I** est normalement supposée être contrôlée par la variation de K_I . Par conséquent, le taux de croissance des fissures de fatigue au niveau d'une fissure peut être affecté par la proximité d'une autre et cela peut affecter la façon dont les fissures fusionnent [3],[4].

Bien qu'il soit connu que les fissures adjacentes dans un matériau élastique linéaire interagissent à un degré plus ou moins grand selon la distribution des contraintes à travers l'épaisseur, tous les critères de code largement utilisés pour juger si deux fissures coplanaires vont interagir sont basés uniquement sur la géométrie des défauts et sont indépendants de leur mode de chargement.

L'effet des variations de contrainte à travers la paroi sur l'interaction des fissures a été étudié par plusieurs groupes de chercheurs en utilisant la méthode de la force corporelle Murakami et Nemat-Nasser [5] ont d'abord montré que le niveau d'interaction entre deux semi-elliptiques coplanaires les fissures de surface étaient significativement différentes sous une charge de type flexion pure par rapport à une tension uniforme.

Plus récemment, deux études par Sethuraman et Llango [6] et Sethuraman et Reddy [7], on calcule les facteurs d'interaction pour des paires de fissures de surface semi-elliptiques jumelles dans des plaques d'épaisseur finie, montrant à nouveau que le niveau d'interaction pourrait être différent.

Enfin, Coules[8] a effectué des calculs pour un grand nombre de paires de fissures de surface dissemblables, concluant que l'effet de la variation de contrainte à travers l'épaisseur dans l'augmentation de l'interaction pourrait faire en sorte que des défauts soient classés à tort comme non interactifs par des critères d'interaction couramment utilisés.

Chapitre 1 :
Structures Aéronautiques

I.1. Généralités :

Une partie des fonctions des structures d'aéronefs est de transmettre et de maintenir des charges sur les différentes phases de vol et pendant la vie de l'avion. De plus, les structures externes assurent une fonction aérodynamique. Ceux-ci permettent de supporter adéquatement les tensions, les compressions, les flexions et les torsions sans gonflement excessif.

Sur les structures d'avion, on distingue deux zones principales d'assemblage : le fuselage et la voilure. Les principaux composants du fuselage d'un avion sont des panneaux courbes composés de peaux et de longerons, cadres de carrosserie, poutres de plancher, cadres de fenêtre et cadres de porte. Ceux-ci sont assemblés comme illustré à la Figure I.1 [9] .

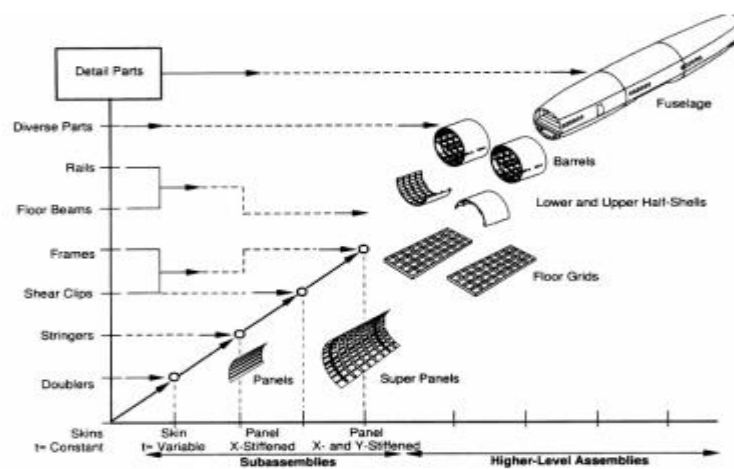


Figure I. 1: Assemblées de structure de fuselage.

La peau est généralement en alliage d'aluminium d'une épaisseur de quelques millimètres et elle est renforcée par un raidisseur et des cadres. Les raidisseurs, également appelés longerons, sont généralement constitués d'extrusions placées sur l'ensemble du fuselage et reliées à la peau. Ils renforcent la peau en assurant la stabilité aux charges de flexion, en augmentant la résistance au gonflement et en contribuant à supporter la traction et la compression dans le sens longitudinal du fuselage.

Les cadres sont des éléments circonférentiels placés perpendiculairement à l'axe du fuselage sur tout le fuselage. Son rôle fondamental est de maintenir la section du fuselage. Ils sont également importants pour supporter et transmettre différents types de chargement. Comme le montre la figure I.2, les cadres transfèrent les charges utiles dans les peaux, chargeant les peaux sous cisaillement, qui sont en même temps chargées de charges de pressurisation. Il est important de noter que les éléments raidisseurs, qui assurent essentiellement la résistance statique, sont parfois adéquats comme pare-fissures.

Les panneaux courbes bidimensionnels sont formés par laminage tandis que les panneaux tridimensionnels sont fabriqués par étirage [10].

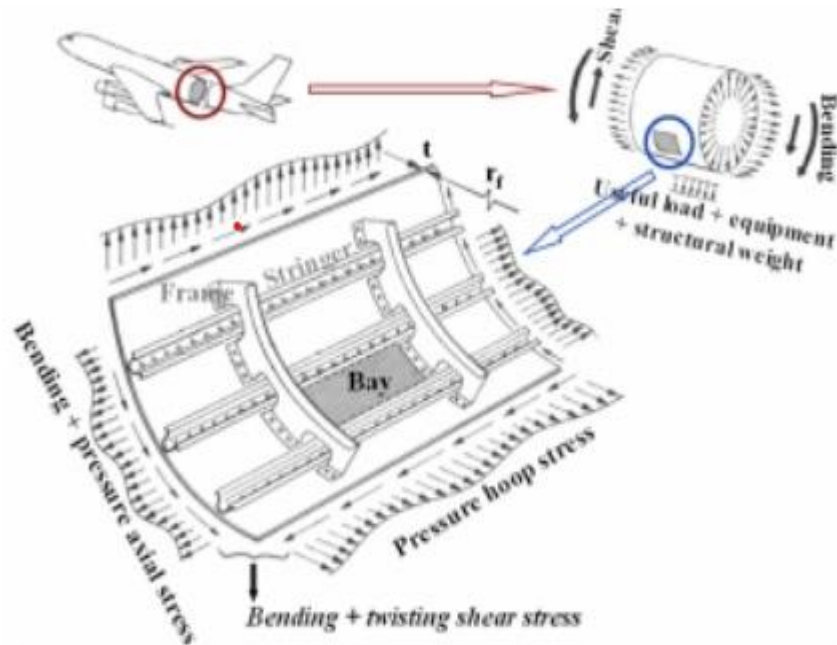


Figure I. 2: Charges typiques du fuselage [10].

Sur l'aile, les peaux sont conçues pour supporter des charges de traction et de compression, et des poutres en I, C, appelées longerons, sont utilisées pour la stabilité sous des charges de compression. Les nervures de fil de corde divisent ces longerons en une courte longueur pour augmenter les contraintes de compression admissibles dues à la courbure de flexion des ailes et elles sont exposées à l'air et aux charges d'écrasement.

La peau de l'aile est également constituée d'une fine feuille d'alliage d'aluminium. Mais en raison des conditions différentes sur la face supérieure et inférieure de l'aile, différents alliages sont utilisés pour chaque côté. La force de portance générée fait fléchir l'aile vers le haut, ce qui implique que l'extrados travaille en compression et l'inférieur en traction.

Les poutres structurelles fondamentales de l'aile sont les longerons. Ils s'étendent sur la longueur de l'aile perpendiculairement au fuselage. Habituellement, ils sont deux ou trois sur chaque aile, avec une forme générale de profil en « C » ou en « T ». Enfin, les nervures sont les éléments en forme de profil d'aile et elles sont périodiquement placées parallèlement au fuselage [11].

La technique d'assemblage prédominante utilisée pour tous ces éléments sur les deux parties de l'avion est le rivetage. Les structures rivetées et soudées/monolithiques sont interfacées entre la peau et les raidisseurs, alors que dans les structures intégrales ces éléments forment une unité avec la peau. Les deux structures sont illustrées à la figure I.3[12].

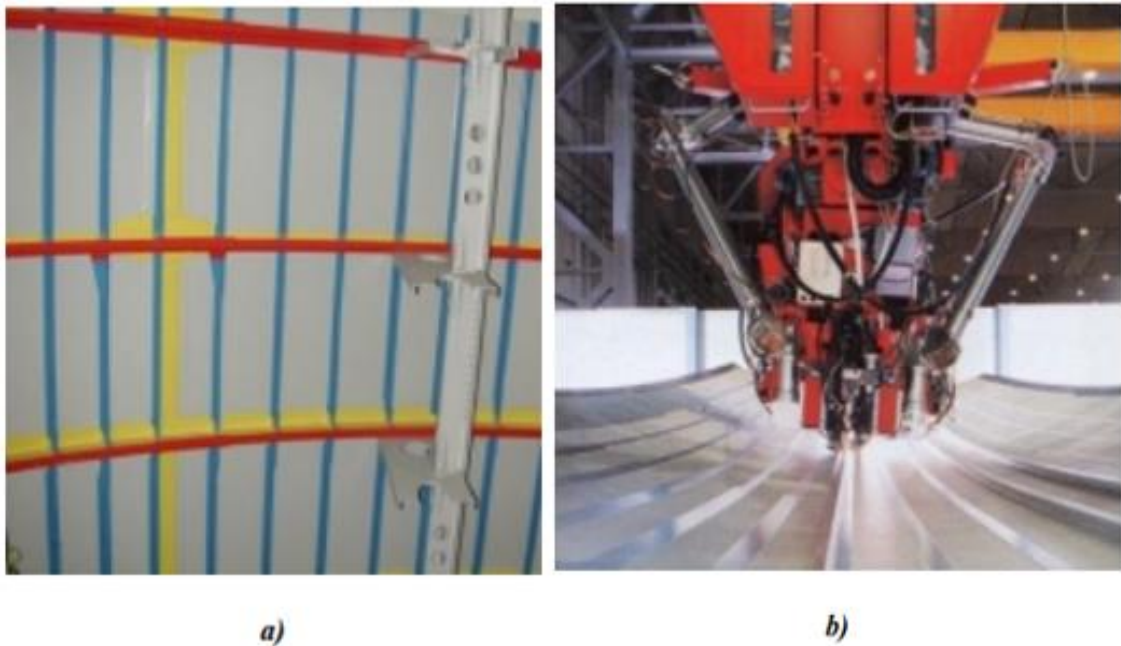


Figure I . 3: a) Structures différentielles et b) structures intégrales.

Les panneaux, les longerons et les cadres sont fabriqués avec des alliages d'aluminium durcis par précipitation (AA). L'avantage des alliages d'aluminium est leur légèreté, leur haute résistance spécifique et leur résistance aux intempéries. Les alliages qui apportent les caractéristiques mécaniques majeures sont Al-Zn-Mg-Cu, la famille 7xxx à basse teneur en cuivre, soudables (tels que 7020, 7108...), et Al-Cu-Mg, la famille 2xxx (tels que 2024, 2324...). Les deux alliages aéronautiques largement utilisés sont le 7075-T6 et le 2024-T3. Leurs compositions pondérales sont décrites dans les tableaux 1 et 2[10].

Tableau I. 1 : Composition chimique massique de : AA 7075-T6.

Elément	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn		Autre		Tous
									Chaque	Total	
Min (M%)	-	-	1.20	-	2.10	0.18	5.10	-	-	-	Base
Max (M%)	0.40	0.50	2.00	0.30	2.90	0.28	06.10	0.20	0.05	0.15	

Tableau I. 2 : Composition chimique de : AA 2024-T3.

Elément	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn		Autre		Tous
									Chaque	Total	
Min (M%)	-	-	3.80	0.30	1.20	-	-	-	-	-	Base
Max (M%)	0.50	0.50	4.90	0.90	1.80	0.10	0.25	0.15	0.05	0.15	

Les profilés extrudés ont une implantation notable dans la construction d'avions. par exemple : longerons du fuselage et de la voilure, longerons et câbles de nervure de la voilure, poutres longitudinales et transversales (où sont placés les panneaux du plancher de la cabine passagers). rails (où sont montés les sièges passagers et les conteneurs de charge), éléments de renfort des cloisons, sections étanches transversales qui séparent la zone centrale pressurisée de la cabine des zones non pressurisées et éléments de renfort dans le gouvernail [13].

D'autre part, les éléments d'alliage se dissoudront à la température d'extrusion, interagissant avec les dislocations et obstruant ainsi la déformation plastique à des températures plus élevées, rendant ces alliages difficiles à extruder. La présence de magnésium (Mg) est négative pour le procédé d'extrusion ainsi que de Cr, de manganèse (Mn) ou de zircon (Zr), qui précipitent sous forme de dispersoïdes gênant le procédé[14].

Les alliages 2224, 2324 et 2524 sont de composition analogue au 2024, sauf dans la limite minimale des impuretés admissibles. Afin d'améliorer les propriétés mécaniques des alliages d'aluminium corroyés pouvant être traités thermiquement, des traitements thermiques sont nécessaires. D'autre part, T3 consiste en un traitement thermique de mise en solution suivi d'un travail à froid puis d'un vieillissement naturel jusqu'à un état sensiblement stable. Le traitement T3 améliore la résistance et le comportement à la corrosion[14].

I.2. Intervalles d'inspection des structures aéronautiques :

La gestion de la tolérance aux dommages des aéronefs est essentiellement un problème quadruple. Il faut d'abord trouver les emplacements critiques, les contraintes, les dommages dus à la corrosion, etc. Deuxièmement, le spectre de chargement de ces pièces doit être déterminé. Troisièmement, il faut répondre à la question de la durée de vie restante de la structure selon les deux premiers points. Enfin, il faut décider comment gérer le composant, c'est-à-dire les intervalles d'inspection, les méthodes d'évaluations non destructives et l'approche de durée de vie sûre [13].

Selon les principes de conception de la tolérance aux dommages appliqués à la croissance cyclique des fissures dans les composants d'aéronefs, une fissure préexistante présumée doit d'abord atteindre une longueur détectable donnée avant la première inspection (seuil d'inspection). Cette pré-fissure peut provenir de défauts de fabrication ou être interprétée comme une limite de taille d'inspection des méthodes d'essais non destructifs. La période entre les inspections répétées est appelée intervalle d'inspection.

Ces intervalles sont déterminés à partir de la période de croissance des fissures entre la longueur de fissure détectable pour le détail structural et la longueur de fissure critique sous charge limite divisée par un facteur de dispersion. Ce facteur de dispersion résulte du niveau de confiance associé à la courbe contrainte en fonction de la durée de vie (courbe S-N) et aux contraintes de fatigue s'appliquant à la structure. Un facteur de dispersion de la fatigue est défini comme le rapport de la durée de vie moyenne à la durée de vie pour une probabilité de défaillance et une fiabilité spécifiée.

Plus d'informations sur les types d'inspection d'aéronefs peuvent être trouvées dans le tableau I.3[9].

Tableau I.3 : Types d'inspections structures aéronautiques.

Type Inspection	But	Intervalle d'inspection
Inspections initiales programmées	Pour les dommages accidentels ou autres incidents qui sortent des routines normales	Dépendant principalement du temps
Inspections de prévention de la corrosion (ou inspections des dommages environnementaux)	Dictés par les opérations des compagnies aériennes et l'environnement des opérations, ils traitent généralement de l'inspection et de la prévention de la corrosion	Dépendant principalement du temps
Inspections liées à la fatigue	Pour les aéronefs vieillissants où une partie (généralement 75 %) de l'objectif de service de conception a été atteinte	Réglé en fonction du nombre de cycles de vol d'un avion s'accumule

I.3. Inspection des structures aéronautique :

Avec près de 3.3 milliards de passagers et une hausse annuelle de 5%, le trafic aérien mondial ne cesse de s'accroître générant une forte demande dans le secteur aéronautique Face à la cadence accélérée de cette transition, de nombreuses craintes ont été soulevées sur la caractérisation liée au comportement de ces structures en service est toujours en cours. On connaît peu à l'heure actuelle l'impact que génère la présence d'un défaut sur l'intégrité de la structure, ou comment vieillissent ces matériaux.

Le deuxième point c'est la difficulté liée à l'inspection et à l'adaptation des approches de surveillance classiques à ce type de structures. Il est aussi question de standardisation et de certification qui sont encore très peu avancées comparées aux matériaux métalliques. Enfin le rapport mentionne le manque d'expertise et de formation du personnel opérant ce qui augmente les risques de dommage accidentel [1].

Face à tous ces défis, les efforts de recherche s'organisent pour répondre à ces questionnements et trouver des solutions de conception capables de prédire la formation de l'endommagement et d'évaluer son impact 2 sur le comportement mécanique des structures. L'objectif est aussi de développer de nouvelles approches de surveillance plus fiables et robustes assurant l'exploitation sécuritaire des appareils aéronautiques.

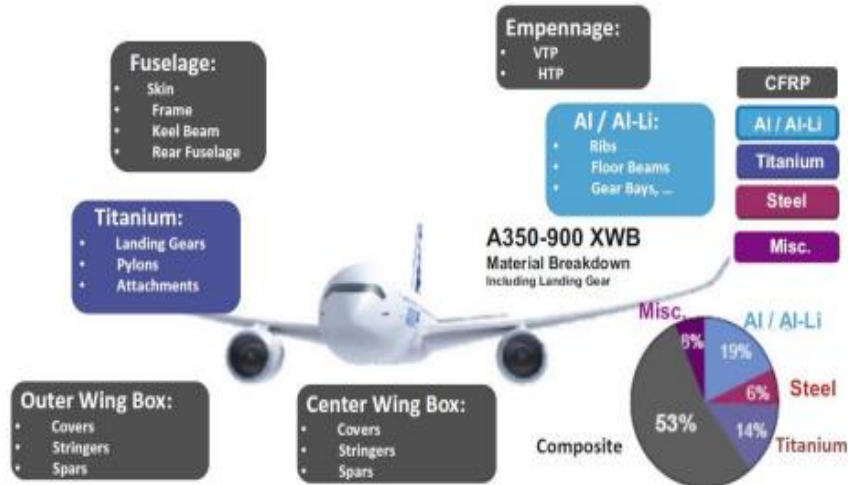


Figure I. 4: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A35[15].

I.4. Nature des dommages dans les structures métalliques

La fatigue est la cause principale à l'origine de la rupture des structures métalliques.

Ce mode d'endommagement se développe en particulier au niveau des assemblages et des zones de transfert de charge.

Généralement les fissures s'initient au niveau des singularités : perçages, zones de changement de section ou de direction, profilés, zones de coupe ou de forgeage et toutes autres zones de concentration de contrainte.

Tableau I.4 : Analyse statistique des modes de rupture [16].

Modes de rupture	Défaillance (%)
Corrosion	3-16
Fatigue	55-61
Surcharge	14-18
Corrosion à haute température	2
Criquage/ corrosion fatigue	7-8
Fluage	1
Abrasion/érosion	6-7

En fatigue, la propagation d'une fissure est la conséquence d'un glissement cyclique entre les joints de grain. La formation d'une fissure de fatigue est composée de trois phases : la phase d'initiation appelée aussi nucléation, comprend la croissance initiale de microfissures à partir d'inclusions ou d'un défaut initial dans le matériau. À cette étape, la fissure est guidée par l'orientation cristalline des grains voisins (stade I) et peut parfois présenter une partie importante de la durée vie. Après l'amorçage, la fissure entre dans la phase de propagation stable (stade II), qui se fait perpendiculairement à la direction principale de chargement. Le comportement prévisible de la fissure à cette phase est souvent exploité pour la mise en place d'une stratégie d'inspection. La troisième phase est caractérisée par une propagation rapide et instable conduisant à la rupture finale (stade III)[16].

I.5. Techniques de surveillance de l'endommagement :

En service, l'apparition d'endommagement dans les structures aéronautiques s'accompagne par une fragilisation qui dégrade leur résistance et qui peut, à terme, compromettre l'intégrité de ces structures. Il est donc primordial d'avoir des outils de surveillance fiables et efficaces, capables de détecter ces défauts à un stage avancé et d'éviter ainsi qu'ils n'atteignent des tailles critiques qui puissent compromettre la sécurité.

Aujourd'hui, les travaux de recherche sont orientés vers l'amélioration continue des techniques **CND** « Contrôles Non Destructives » classiques, mais aussi sur le développement des nouvelles techniques de contrôles de santé intégrés appelées **SHM** « Structural Health Monitoring ». Ces techniques suscitent beaucoup d'intérêt compte tenu du gain en temps et en coût qu'elle peut présenter comparé aux méthodes d'inspection traditionnelles.

Dans cette section on s'intéresse particulièrement à trois outils de surveillance complémentaires capables de fournir un monitoring in-situ de l'état d'endommagement : l'inspection ultrasonore par ondes guidées, l'émission acoustique et la corrélation d'image qui seront appliquées par la suite à la caractérisation du développement d'endommagement dans les structures à étudier.

On plus le ressuage reste une technique conventionnelle très pratique pour découvrir les fissures externes.

I.5.1. Technique de surveillance des structures par émission acoustique

I.5.1.1. Définition :

L'émission acoustique (**EA**) est une technique de contrôle passive qui repose sur la détection des ondes élastiques générées par la fissuration d'un matériau solide soumis à une sollicitation statique, dynamique ou environnementale.

Ces ondes sont la manifestation d'une libération instantanée d'énergie liée à un mécanisme d'endommagement à l'intérieur du matériau. Elles se propagent à travers le matériau sous forme de vibrations qui seront transformées en tension électrique par des capteurs piézoélectriques.

Les signaux sont amplifiés avant d'être acheminés et enregistrés par un système d'acquisition [17].

La fonction de transfert $R(f)$ du signal enregistré est obtenue par le produit des fonctions des éléments qui constituent la chaîne d'acquisition (Figure I.5) [1].

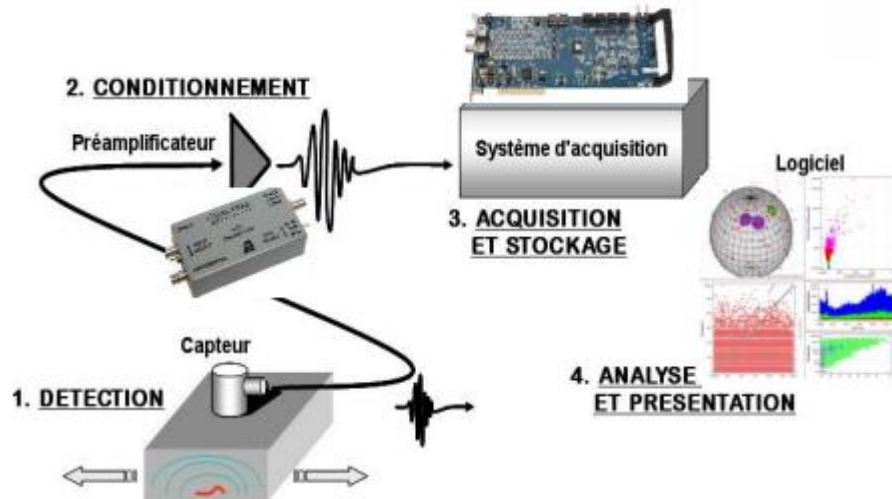


Figure I. 5: Chaîne d'acquisition d'un système d'émission acoustique.

L'intérêt majeur de cette technologie est qu'elle permet d'assurer une surveillance en temps réel de l'état d'endommagement de la structure. En effet, la grande sensibilité des capteurs piézoélectriques permet de détecter l'initiation des premières microfissures et de suivre leurs évolutions. Toutefois cette sensibilité fait qu'une grande quantité de signaux d'émission acoustique sont recueillis, ce qui peut rendre difficile le traitement et l'interprétation de toutes les données extraites.

I.5.1.2. Les types d'analyses des signaux acoustiques pour le suivi et l'identification de l'endommagement

Chaque mécanisme de rupture possède sa propre signature acoustique liée à la quantité d'énergie libérée lors de sa manifestation. Selon ces éléments, il est possible de distinguer deux types d'analyse

1. Analyse paramétrique ou conventionnelle :

a) Analyse temporelle

Ce type d'analyse se base sur l'évolution temporelle des descripteurs du signal d'émission acoustique.

Le suivi des paramètres d'une salve, tel que le nombre de coups, l'amplitude, l'énergie, ou la durée, présente un excellent indicateur d'excellents indicateurs pour quantifier l'évolution de l'endommagement au cours du temps (tableaux I.5)[1].

Tableau I.5 : Synthèse des amplitudes des signaux acoustiques pour différent mode rupture.

Mode d'endommagement	O.CHEN (O. Chen et autres. 1992)	S.-T. Kim (Kim et Lee 1997)	G. Kotsikos (Kotsikos et autres. 1999)	Benmedakhene (Benmedakhene, Kenane, et Benzeggagh 1999)
Fissure matricielle	60-80 dB	40-70dB	40-55dB	40-5 dB
Décohésion délaminage	-	-	-	60-65 dB
Ruptures de fibres	70-90 dB	60-100 dB	> 80dB	85-95 dB

Toutefois ces corrélations ne sont pas universelles en raison de la dépendance des paramètres d'émission acoustique avec la géométrie et les propriétés mécaniques du matériau.

b) Analyse fréquentielle (spectral)

L'analyse du contenu fréquentiel d'un signal d'EA peut se faire en appliquant la transformation de Fourier au signal temporel. À titre d'exemple des paramètres tels que l'amplitude maximale du spectre, la fréquence moyenne, ou l'aire totale sous le spectre, peuvent être définis pour caractériser l'endommagement. Bien évidemment, il existe d'autres méthodes de traitement plus approfondies telle que la décomposition en ondelettes.

Dans le tableau on présente une synthèse de quelques travaux de classification fréquentielle du signal(tableaux I.6)[1].

Tableau I.6: Synthèse des fréquences des signaux acoustiques pour différents modes rupture.

Mode d'endommagement	<i>De Groot</i> (de Groot, Wijnen, and Janssen 1995)	<i>Komai</i> (KOMAI, Minoshima, and SHIBUTANI 1991)	<i>Ni</i> (Ni and Iwamoto 2002)
Fissure matricielle	90-180 KHz	50-280 KHz	< 100 KHz
Délaminage / Décohésion	240-310 KHz	-	200-300 KHz
Ruptures de fibres	>300 KHz	300-500 KHz	400-450 KHz

2. Analyse statistique multi-variable

Le recours à des approches de classification basées sur un seul paramètre peut manquer de fiabilité et de robustesse, d'autant plus que certaines gammes de descripteurs ont des zones de chevauchement tel que montré dans les tableaux I.5 et I.6

Il est donc plus pertinent d'opter pour des méthodes multiparamétriques appelées aussi méthodes de reconnaissance de formes. Ces méthodes sont des outils statistiques qui permettent d'effectuer des classifications discriminantes pour identifier l'appartenance d'un sujet à une classe en se basant sur plusieurs descripteurs.

On distingue deux types de stratégies : Les analyses non-supervisées : dans ce cas le nombre de classe n'est pas connu d'avance par l'utilisateur. La méthode repose sur la segmentation des données en k classes puis l'application d'un algorithme de discrimination tel que : l'analyse en composantes principales, les k -moyennes, ou la carte de Kohonen pour définir les frontières qui existent entre les différentes classes.

Les analyses supervisées : elles reposent sur l'identification préalable des classes, puis l'utilisateur choisit les descripteurs, suivi d'une phase d'apprentissage basée sur des algorithmes de classification tels que les k -plus proches voisins, **LVQ** (Learning Vector Quantization), ou les réseaux de neurones en couches **MLP** (multi-layer perceptron). [18]

I.5.1.3. Localisation défauts par des sources d'émission acoustique

L'un des principaux avantages de la technique d'émission acoustique est qu'elle permet de remonter aux coordonnées spatiales de la source d'un signal en exploitant la différence du temps d'arrivée Δt entre les différents capteurs.

Selon la stratégie de localisation à appliquer, le nombre de capteurs est choisi : on peut alors réaliser une localisation linéaire avec seulement deux capteurs, ou une localisation planaire avec trois capteurs. La localisation en 3D, quant à elle, nécessite un minimum de quatre capteurs. La détermination des coordonnées d'une source acoustique revient à résoudre des systèmes d'équations établis par des algorithmes de localisation.

Comme illustration la Figure I.6 présente un exemple de localisation linéaire dans le cas d'un matériau isotrope d'une source acoustique située entre deux capteurs de coordonnées x_1 et x_2 . Si on désigne par x la coordonnée de la source à déterminer, et en supposant que la vitesse de propagation l'onde ultrasonore est connue, alors on peut remonter à l'origine du signal par le calcul de la différence entre les temps d'arrivée t_1 et t_2 entre les deux capteurs (Figure I.6)[1].

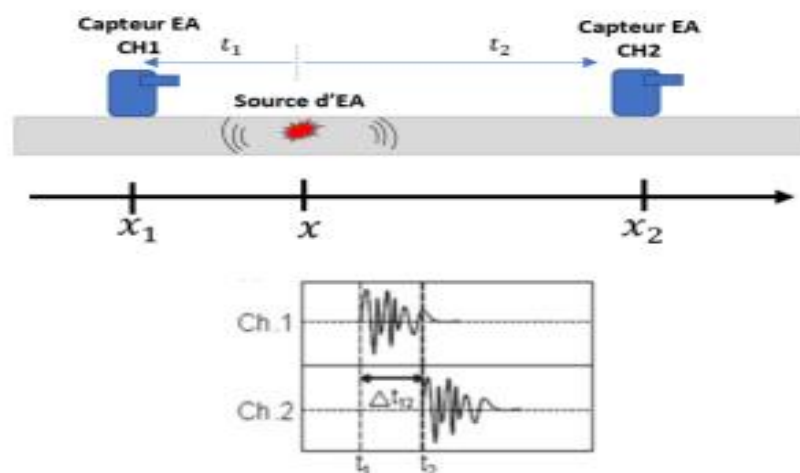


Figure I. 6: Principe de localisation linéaire d'une source d'EA.

I.5.2. Technique de corrélation d'image DIC

Le système de corrélation d'images numérique **DIC** (Digital Image Corrélation) est un moyen de mesure optique sans contact qui permet de calculer le champ de déplacement tridimensionnel et de déformation d'une surface soumise à un chargement. Le principe de cette technique consiste à mettre en correspondance une série d'images numériques de la zone de mesure à différents niveaux de chargement et de les comparer par rapport à un état initial dit de "référence".

Les images sont ensuite discrétisées spatialement puis converties en pixels. La corrélation d'images exploite la différence entre les niveaux de gris des pixels, il faut donc que les scènes étudiées aient une texture fortement contrastée pour aboutir à des bonnes mesures. L'application d'un mouchetis permet d'étudier les pièces naturellement non texturées. La taille et la dispersion de ces motifs sont deux paramètres très importants pour la convergence de l'analyse (il faut éviter la texture répétitive, anisotrope et non contrastée). Voir figure I. 7 [19].

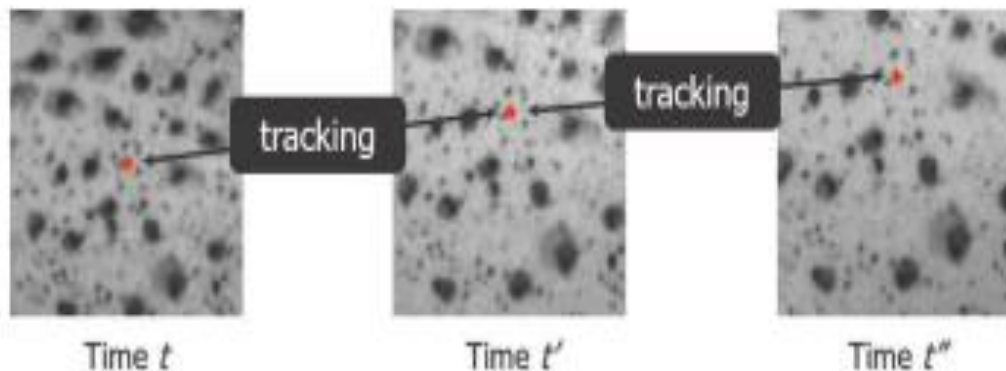


Figure I. 7: Principe de calcul par corrélation d'image.

I.5.3. Technique des Ondes guidées

L'inspection par ultrasons est la technique de contrôle non destructive (**CND**) la plus utilisée en industrie. Son coût d'exploitation relativement faible et sa sensibilité à plusieurs types de défauts font qu'elle est adoptée dans plusieurs domaines. Le contrôle par ultrasons est basé sur la mesure de la transmission, la réflexion et l'absorption des ondes propagées après interaction avec les défauts présents à l'intérieur du matériau.

Ces ondes peuvent être de volume ou de surface avec différentes polarisations. Le mode d'inspection peut être réalisé selon une seule direction (**A-scan**), deux directions (**B-scan**) ou en 3D (**C-scan**). Toutefois, cette technique possède quelques limitations tel que le temps de mesure puisqu'il s'agit souvent de cartographier la zone à inspecter point par point. L'accès à la pièce et l'utilisation d'agent couplant sont aussi parmi ses points négatifs.

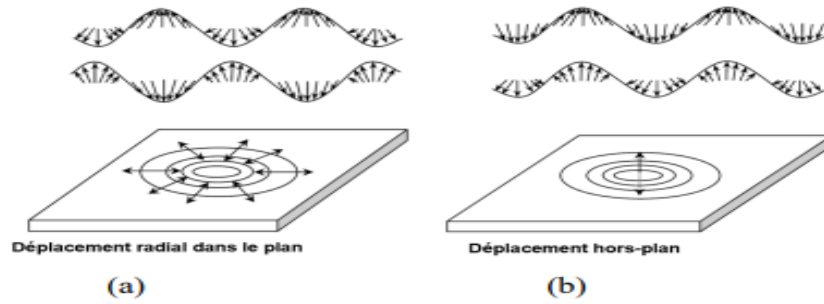


Figure I. 8: Propagation des ondes de Lamb : (a) mode symétrique, (b) mode antisymétrique.

En pratique, ces ondes sont générées par des actionneurs piézo-céramiques collés à la surface de la structure, et qui sous l'effet d'une excitation électrique se contracte pour injecter le mode souhaité [20].

Les ondes guidées ultrasonores sont des outils très sensibles aux dommages et peuvent être exploitées pour caractériser l'accumulation d'endommagements développés au cours d'un chargement en fatigue.

Une application particulière de cette technique consiste en l'utilisation de système à couplage à air ACU (Air Coupled Ultrasound). Ce système opère généralement à des fréquences inférieures à 1 MHz à cause de la perte par dispersion des composantes de hautes fréquences qui devient importante. Les sondes ultrasonores peuvent être alignées selon quatre configurations d'inspection telle qu'illustré dans la Figure I. 9 [21].

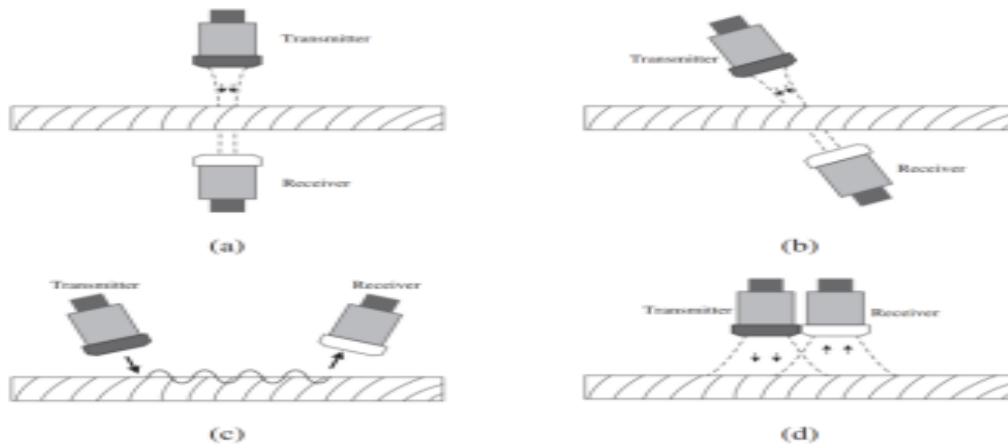


Figure I. 9: Dispositions possibles des sondes ultrasonores : (a) transmission normale, (b) transmission opposée avec un angle d'inclinaison (c) avec un angle d'inclinaison (d) mode pulse écho.

I.5.4. Le Ressuage :

Le ressuage est une technique de contrôle surfacique qui permet de détecter les défauts débouchant sur tous types de matériaux non poreux. C'est une technique simple à mettre en œuvre, qui nécessite une mise en œuvre rigoureuse pour garantir une sensibilité optimale. Le ressuage exploite les propriétés de capillarité des produits utilisés.



Figure I. 10: Résultat contrôle par ressuage [22].

I.5.4.1. Principe de mise en œuvre :

Le ressuage consiste à appliquer sur une surface à contrôler préalablement nettoyée, un pénétrant coloré ou fluorescent qui va pénétrer par capillarité dans les défauts débouchant (Figure I.10).

1- Après un temps d'imprégnation de **15 à 20 mn** à température ambiante, l'excès de pénétrant est éliminé par lavage

2- Après séchage, un révélateur blanc est appliqué sur la surface à contrôler. Ce révélateur agit comme un buvard absorbant le pénétrant.

3- Le pénétrant contenu dans les défauts éventuels ressort alors dans le révélateur

4- Les images de défauts apparaissent immédiatement ou jusqu'à **30 mn** après l'application des révélateurs.

Deux modes opératoires sont principalement utilisés : les pénétrants colorés lavables à l'eau avec un révélateur à support organique et les pénétrants fluorescents pré-émulsionnés avec un révélateur sec, ce dernier mode étant plus sensible aux fissures très fines (Figure I.11). On examine la pièce :

- Soit en lumière blanche pour un pénétrant coloré
- Soit en lumière ultra violette pour un pénétrant fluorescent.



Figure I . 11: Opérations d’application pénétrant-révélateur [22].

I.5.4.2. Domaines d’application du ressuage

Le ressuage est une technique particulièrement adaptée aux assemblages soudés, aux produits de forge, aux produits de fonderie, et aux pièces mécaniques.

I.5.4.3. Avantage :

- Facile à mettre en œuvre manuellement sur chantier
- Économique
- Insensible à l'orientation des défauts par rapport à la surface
- Détection possible de petits défauts susceptibles de générer des fuites
- Possibilités de lignes automatisées de contrôle
- Utilisable sur des matériaux non ferromagnétiques pour lesquels le contrôle magnétoscopique est inefficace
- Utilisable sur des pièces ferromagnétiques lorsque les problèmes de désaimantation sont critiques ou lorsque les pièces présentent une géométrie trop complexe [22].

I.6. Méthodes de réparation des structures fissurées :

L'interprétation des résultats de l'outil déterminera les défaillances où les défauts ont été constatés qui devront être remplacés ou réparés selon la gravité et les dimensions du défaut.

Il est y a 4 méthodes plus réponsus pour la réparation de l’endommagement d’une structure. On peut utiliser une seul ou faire une hybride par deux méthodes si c’est nécessaire.

I.6.1. Méthode d’infiltration :

Les dommages se concentrent, pour les impacts faibles énergie, dans la matrice des matériaux composites. L'objectif de la réparation étant de restituer les propriétés du matériau d’origine (Figure I.12).

Les fissurations transverses et les délaminages sont reliés entre eux et forment un réseau contigu de fissures. La technique de réparation proposée s'appuie sur l'utilisation de ce réseau en faisant migrer une résine de réparation au travers de l’ensemble de ces fissures.

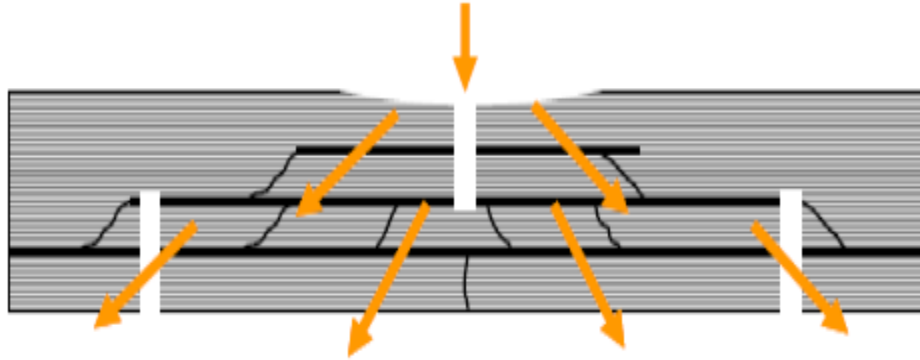


Figure I . 12: Restitution des propriétés du matériau d'origine par résine[23].

Le principe de cette méthode est d'infiltrer au fond de la fissure une résine afin de provoquer artificiellement la fermeture de la fissure. Ainsi, l'amplitude du chargement, conduisant à l'ouverture et à la propagation de la fissure, est restreinte. Comme la vitesse de propagation qui dépend essentiellement de ce chargement est ralentie par ce procédé.[23] On a montré que l'infiltration de la résine époxy était capable d'arrêter la propagation d'une fissure à de faibles niveaux du facteur d'intensité de contrainte. La nature du matériau pour l'infiltration et la taille des particules de ces matériaux ont un effet améliorant sur la durée de vie. Le niveau de fermeture de la fissure.

D'une manière générale, l'efficacité de la méthode d'infiltration pour réparer les structures fissurées dépend de plusieurs paramètres :

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

I.6.2. Méthode de perçage d'un trou :

Le perçage d'un trou à l'extrémité d'une fissure permet un arrêt temporaire ou permanent de la propagation de la fissure. Cette méthode est basée sur la modification géométrique du fond de fissure. Elle est effectuée dans le but d'augmenter le rayon en fond de fissure ce qui entraîne une réduction du facteur local de concentration de contrainte.

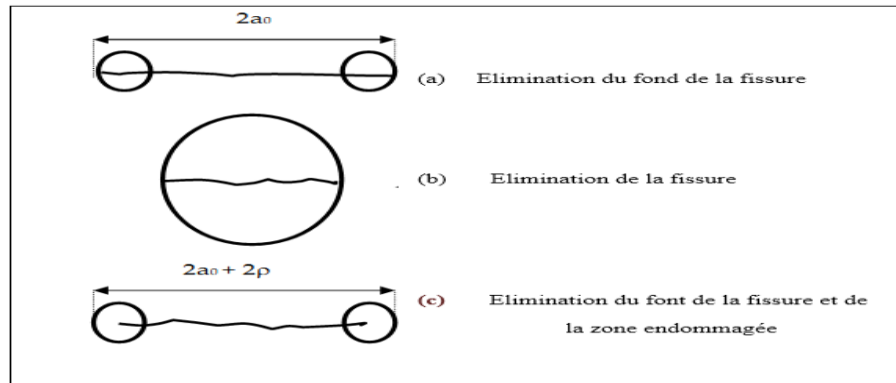


Figure I. 13: Différentes positions de perçage [24].

Depuis plusieurs décennies, le perçage en fond de fissure de fatigue est utilisé comme méthode de réparation dans le domaine de l'aérospatiale. 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 cycle.

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 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.

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.

I.6.3. Méthode du perçage avec expansion (cold working) :

L'expansion d'un trou est un processus mécanique utilisé pour améliorer l'effet bénéfique du perçage en fond de fissure et pour retarder ou arrêter la propagation de la fissure. L'expansion est obtenue par un alésage du trou jusqu'à un certain diamètre final. Cette technique a en fait pour but de prolonger la durée de vie des structures en fatigue. Burlat [25] a constaté que l'expansion du trou percé dans le cas de l'alliage d'aluminium 7475-T7351 améliore la durée de vie en fatigue par rapport à un trou non-expansé d'un facteur variant entre 1.5 et 9. Les auteurs ont aussi réalisé des essais de fatigue pour comparer l'amorçage et la propagation de la fissure après perçage sans expansion et avec expansion.

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. Ghfiri [26] 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.

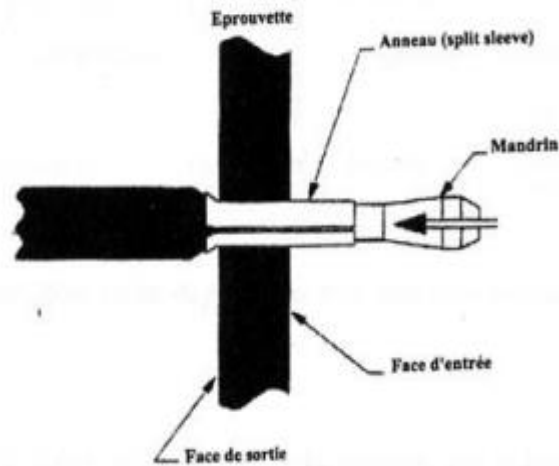


Figure I. 14: Processus de l'expansion [25].

La figure 14 montre que l'expansion du diamètre du trou est réalisée par le passage à travers le trou d'un outillage (bille en acier, mandrin, cône...) de diamètre supérieur. L'expansion est faite par le passage d'un mandrin avec un anneau lubrifié à travers le trou. La fonction de l'anneau est de faciliter le passage du mandrin et d'assurer l'expansion radiale du trou.

Dans la littérature, les travaux des auteurs étudient l'effet de l'expansion sur l'amorçage de la fissure. D'autres travaux des auteurs Zhang et Wang [27] ont été réalisés afin d'étudier l'effet de l'expansion sur la propagation de la fissure.

I.6.4. Technique de collage du patch en composite :

Récemment, l'utilisation des adhésifs est acceptée comme un processus de réparation des structures pour augmenter la durée de vie des composants endommagés. Les pièces métalliques ou composites sont collées à une seule face ou aux deux à la fois de la pièce fissurée pour étendre sa durée de vie de service. La réparation des fissures par collage de patch en matériau composite a prouvé son efficacité pour réduire l'intensité de contraintes en têtes de fissures, autrement dit pour réduire la vitesse de propagation des fissures. Cette méthode est employée pour réparer les composants d'avions vétustes.

De nombreuses recherches ont été menées pour développer la technologie de collage des patches en composites dans les structures aéronautiques. Alan Baker fut l'un sinon le pionnier de ces recherches au laboratoire de recherche aéronautique et maritime de la Royal Australian Air Force. Il est bien connu que la méthode des éléments finis donne avec une grande précision les facteurs d'intensité de contraintes en pointe de fissure. Parmi les auteurs utilisant la méthode de calcul du facteur dans le cas des fissures renforcées, on peut citer. Une étude a été réalisée sur la réparation d'une fissure émanant d'entaille semi-circulaire latérale par un patch en composite semi-circulaire.

Types de patch : Les patches utilisés pour réparer une structure composite endommagée sont classés en deux catégories : patches externes et patches internes.

A. Patches externes :

Les patches externes sont collés sur la surface des zones endommagées (Figure I.15). Différentes formes géométriques sont utilisées afin de couvrir au mieux la zone endommagée

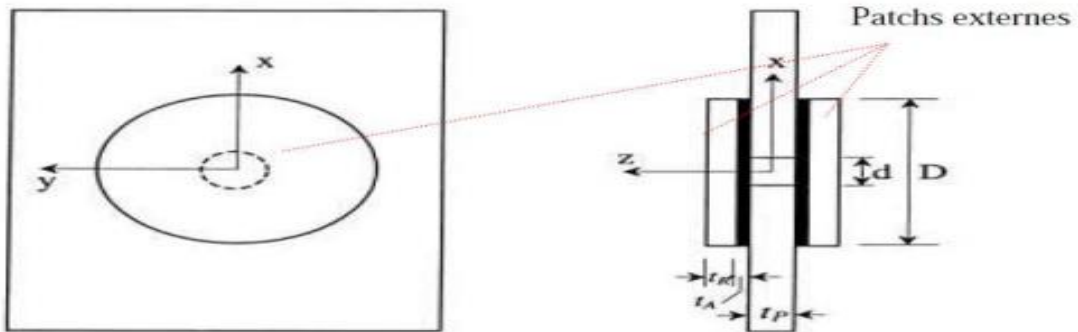


Figure I. 15: Réparation par patch externe [28].

Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux, etc.

B. Patches internes :

Les patches internes servent à remplacer la zone endommagée soustraite à la structure, en reprenant la forme de celle-ci. Selon l'état du matériau.

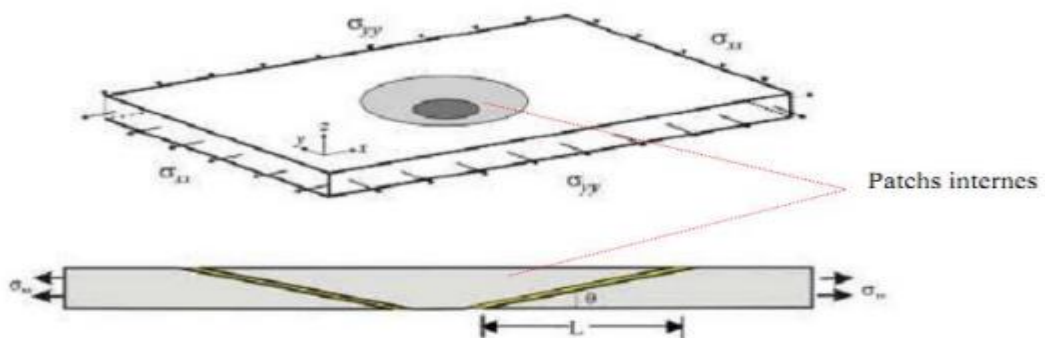


Figure I. 16: Réparation par patch interne [28].

Les patches de réparation en composite peuvent également être classés en deux types : patches durs et patches mous. Les patches « dits » durs sont solidifiés avant leur mise en place. Les patches mous sont appliqués à l'état non solidifiés. Leur solidification est réalisée après leur mise en place sur la structure. Notons que les caractéristiques des patches en composite peuvent varier

sensiblement selon les caractéristiques du pli élémentaire et la séquence d'empilement du composite utilisées.

La réparation composite devient de plus en plus importante pour prolonger la durée de vie des structures endommagées. Selon les performances de la réparation composite, il existe de nombreux paramètres tels que les propriétés mécaniques du patch et de l'adhésif, la configuration du patch et la forme du patch.

I.7. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons exposé la variété et la complexité des modes d'endommagement qui peuvent se développer dans des structures aéronautiques au cours de leur service. Craindre les conséquences que peuvent avoir ces dommages sur l'intégrité mécanique des structures.

Pour faire face à ces défis, il est essentiel de s'assurer que ces défauts soient détectés à temps, même si la complexité de certains scénarios de dommages, telle la fatigue des matériaux, rend la phase de détection difficile et requiert l'adaptation et l'amélioration des techniques d'inspection traditionnelles.

Dans ce chapitre les techniques de surveillance sont présentées, ces techniques seront appliquées pour la mise en place d'une stratégie de surveillance pour la caractérisation de la formation et l'accumulation d'endommagement.

A la fin, il est primordial de choisir la technique de réparation la plus étudiée et plus appropriée à chaque type d'endommagement rencontrés pour éviter les mauvaises surprises. Dans notre cas où les fissures sont des fissures semi-elliptiques débouchées nous avons choisi la réparation par le patch composite.

Chapitre 2 :

Mécanique de la rupture

II.1. Définition :

La mécanique de la rupture est l'analyse du comportement structurel en termes de contrainte appliquée, de longueur de fissure et de géométrie des composants. Il peut être utilisé pour établir des charges maximales à partir d'une longueur de fissure postulée pour déterminer la défaillance d'un composant pendant le fonctionnement, pour définir des longueurs de fissure critiques, etc.



Figure II. 1: Stabilisateur vertical, qui s'est séparée du vol American Airlines 587
[Un accident mortel][29].

Le mécanisme de rupture par fissuration peut intervenir selon deux types de fissuration :

- La fissuration brutale : pour les solides, ou pour les matériaux à très haute résistance, les contraintes de travail sont très élevées, une énergie potentielle considérable est ainsi créée ; la présence de petites fissures peut alors conduire à une rupture brutale qui souvent ne s'accompagne pas de déformations plastiques macroscopiques par suite de la très faible ductilité.

- La fissuration successive : il s'agit ici, d'une succession de mécanismes (fragile-ductile) qui, sous contraintes répétées, entraîne la fissuration successive, appelée la rupture par fatigue.

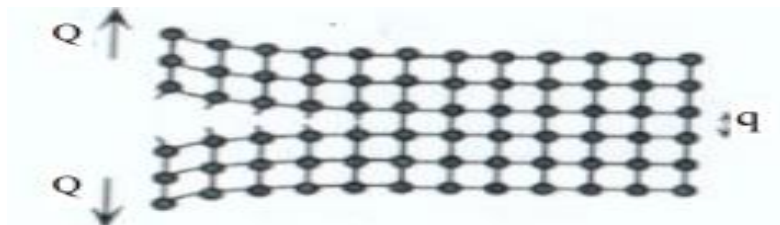


Figure II. 2: Propagation d'une fissure.

La mécanique de la rupture étudie l'interaction entre la discontinuité géométrique (fissure) et le milieu continu avoisinant, ainsi que l'évolution de cette discontinuité (figure II.2).

II.2. Modes élémentaires de fissuration :

Une structure fissurée peut supporter différents modes de chargement en fonction de sa géométrie, de l'orientation de la fissure et de la situation de chargement. Ces sollicitations peuvent être représentées au moyen de la superposition de trois modes de chargement (figure II.3) [30].

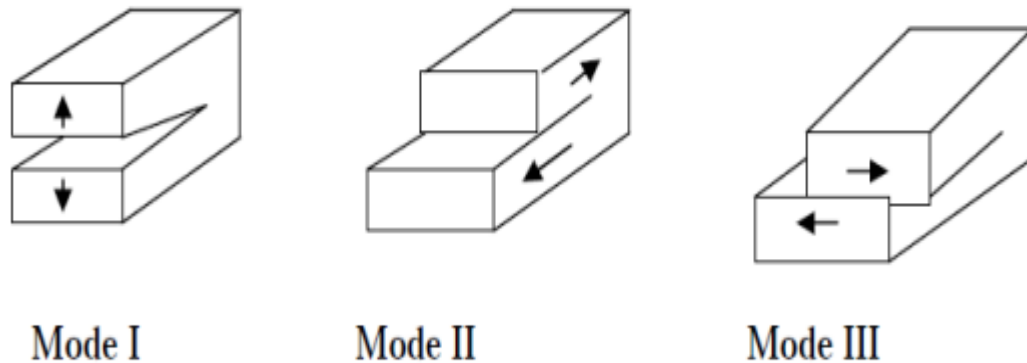


Figure II. 3: Les trois modes de rupture.

- **Mode I** : " mode par ouverture " ; les surfaces de la fissure se déplacent perpendiculairement l'une par rapport à l'autre.
- **Mode II** : " glissement droit " ; les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan, perpendiculairement sur le plan de la fissure.
- **Mode III** : " glissement vis " ou " déchirement " ; les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan, parallèlement au front de la fissure.

II.3. La caractérisation de la mécanique de rupture par des paramètres locaux :

D'un point de vue mécanique, on peut distinguer schématiquement, dans un milieu fissuré, trois zones successives (Figure II.4).

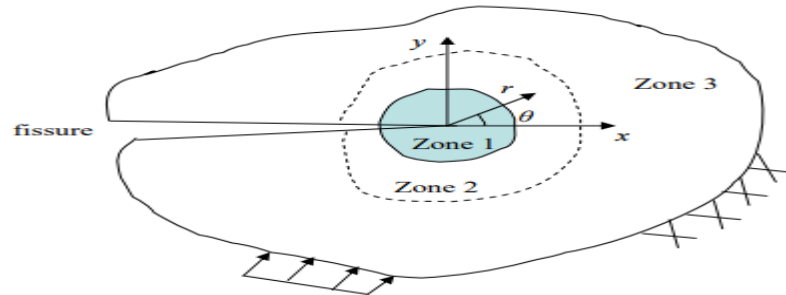


Figure II. 4: Zones délimitant le voisinage d'une pointe de fissure.

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.
2. La zone singulière : dans cette zone, le champ de contrainte présente une singularité en $r^{-1/2}$.
3. La zone des champs lointains : extérieure aux deux précédentes, elle raccorde la zone singulière aux conditions aux limites de chargement et déplacement.

Les théories de la mécanique de la rupture supposent que l'état des contraintes et déformations en fond de fissure peut être caractérisés par des paramètres locaux représentatifs des principaux modes de chargement définis ci-dessus. La caractérisation peut être effectuée à l'aide de théories élastiques linéaires ou élasto-plastiques, ce qui conduit respectivement à la (LEFM) ou à la mécanique de la rupture plastique élastique (EPFM)[31].

A. Mécanique de rupture élastique linéaire

La mécanique linéaire de la rupture élastique s'applique lorsque la déformation non linéaire du matériau est confinée à une petite région près de la pointe de la fissure. Il suppose que :

- a) le matériau est un continuum isotrope homogène, son comportement est élastique linéaire, les déformations et les déplacements sont faibles et les surfaces des fissures sont lisses,
- b) le matériau est exempt de contraintes internes d'auto-équilibrage à grande échelle et de forces corporelles (gravité),
- c) le domaine analysé a une épaisseur constante,
- d) la fissure initiale est grande (c'est-à-dire supérieure à 1 mm),
- e) les charges sont appliquées quasi-statiquement,
- f) la croissance d'une seule fissure dominante conduit à la rupture [32].

Les premiers travaux en mécanique de la rupture se sont concentrés sur l'énergie libérée nécessaire pour créer une nouvelle surface de fissure] ont centré le LEFM sur la caractérisation des contraintes et déformations locales dans le corps fissuré.

Si la zone plastique devant la fissure n'est pas petite par rapport à la longueur de la fissure et aux autres dimensions de l'échantillon, la mécanique de la rupture plastique élastique est utilisée pour décrire la propagation de la fissure

B. Mécanique de la rupture plastique élastique

La mécanique de la rupture plastique élastique s'applique aux matériaux isotropes à comportement élasto-plastique.

Pour cela, deux paramètres ont été développés : l'intégrale J proposée par Rice [33] et utilisé principalement aux États-Unis, et le **CTOD** (Crack Tip Opening Displacement) suggéré par Wells [34] et largement utilisé en Europe.

En outre, Shih [35] a fourni la preuve qu'une relation unique existe entre l'intégrale J et le CTOD pour un matériau donné.

L'intégrale J évalue le taux de libération d'énergie de déformation des matériaux élastiques non linéaires.

Une partie importante de cette énergie est dissipée au sein de la zone plastique. Le reste provoque la séparation du matériel. Rice [33] démontre que l'intégrale J est une intégrale de ligne indépendante du chemin de propagation.

II.4. Facteur d'Intensité de Contraintes (FIC) :

Introduits par G.R. Irwin [36], les facteurs d'intensité de contraintes correspondent à des cinématiques particulières du mouvement des fissures. Dans le cadre de la mécanique linéaire de la rupture, les contraintes et les déformations au voisinage d'une fissure admettent un développement asymptotique dont le terme singulier s'écrit :

$$\frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \sigma_{ij} = f_{ij}(\theta) \quad (1)$$

Lorsque le rayon à fond d'entaille du défaut tend vers zéro, les contraintes entêtent de celui-ci divergent. La description de cette singularité de contraintes demande de résoudre les équations d'élasticité en imposant des conditions aux limites correspondant à une coupure dans le plan de la surface de fissure.

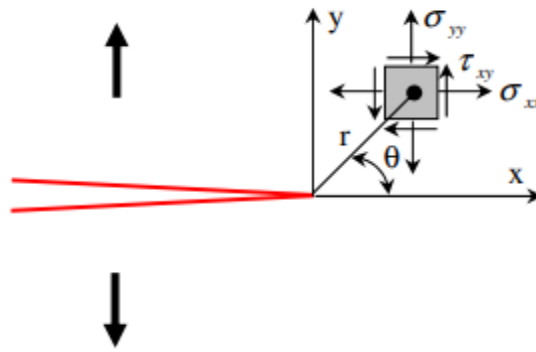


Figure II. 5 : Fissure en mode I - Etat de contrainte au niveau de la pointe de la fissure [36].

Où : r , θ sont les coordonnées polaires du point considéré, K est le facteur d'intensité de contraintes, qui vaut ici : $K = \sigma \cdot \sqrt{\pi a}$ et contient à la fois l'information sur le niveau de chargement et sur la dimension de la fissure. Comme le facteur d'intensité de contraintes K définit le champ de contraintes au voisinage de la fissure, Irwin n'a postulé que la condition $K \geq K_c$. Représentait un critère de rupture, K et K_c sont donnés par les relations suivantes :

$$K = Y \cdot \sigma \cdot \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

$$K = Y \cdot \sigma_c \cdot \sqrt{\pi a} \quad (3)$$

σ_c Est la valeur atteinte par la contrainte appliquée à la rupture, et Y est un facteur géométrique (Coefficient de correction), prenant en compte les dimensions finies et la géométrie de l'éprouvette. Ce paramètre est donné pour chaque type d'éprouvette sous forme d'une fonction polynomiale de (a/W) , où W est la largeur de l'éprouvette.

En utilisant la méthode de Westergaard [37], Irwin montre que les principales composantes des contraintes au voisinage de la pointe de fissure, correspondant au mode I de déplacements, peuvent être exprimées par :

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_y &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \tau_{xy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \end{aligned} \quad (4)$$

Où K_I représente le facteur d'intensité de contrainte en mode I.

Le facteur d'intensité de contrainte "FIC" est défini en fonction de la distribution des contraintes σ_{yy} par la relation :

$$K_I = \sqrt{2\pi} \lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{yy}(r, \theta) f^{1/2} \quad (5)$$

Le facteur K rassemble à lui tout seule l'influence de la dimension de la fissure, des forces appliquées et de la géométrie de la pièce fissurée.

Le succès de la mécanique de la rupture provient de ce que les conditions à l'extrémité de la fissure dépendent de ce seul et unique paramètre. Cela permet donc des comparaisons faciles entre éprouvette et structure : il suffit que K soit le même pour que l'état des contraintes à l'extrémité soit identique.

Au moment de la rupture, en particulier, K atteint une valeur critique K_c qui est donc toujours la même et, par conséquent, caractéristique du matériau.

Chaque modification de discontinuité entraîne un nouveau type de distribution de contraintes.

On peut donc modifier la concentration de contraintes en générant un grand nombre de combinaisons de géométries de pièces possibles. Par exemple, si on introduit deux fissures dans la plaque, la distance entre les deux fissures permet de faire varier sensiblement l'importance de cette concentration de contrainte.

La propagation de fissure est un phénomène dissipateur d'énergie. Dans la théorie de Griffith, l'énergie consommée est la différence entre l'état énergétique du système avant et après fissuration [38].

II.5. Conclusion :

Le comportement à la rupture des matériaux dépend de la présence de fissures internes et superficielles, et des conditions de leur propagation.

Une fissure, présente dans un matériau, ne se propage de façon catastrophique sous l'effet d'une contrainte appliquée que si l'accroissement de sa longueur entraîne une diminution de l'énergie totale du système.

C'est le bilan entre la variation de l'énergie élastique relaxée par propagation de la fissure et la variation de l'énergie nécessaire à la création des surfaces de fissure qui permet de calculer la longueur critique de la fissure.

Toute fissure dépassant la longueur critique est instable et entraîne la rupture immédiate. Pour qu'une fissure de longueur L puisse progresser de manière catastrophique lors d'une mise en charge unique, il faut que la contrainte appliquée dépasse une certaine valeur critique σ_c .

Réciproquement, connaissant la contrainte appliquée à un élément de machine, on peut en déduire la dimension maximale des fissures qui peuvent être tolérées sans entraîner de risque de rupture.

Chapitre 3 :

Analyse élastique d'interaction de deux fissures semi-elliptiques

III.1. Avant -propos :

Le secteur industriel doit faire face au remplacement des structures ou des composants présentant des signes de rupture, des fissures ou des anomalies diverses.

En raison des contraintes de sécurité qui amènent à utiliser les structures dans de bonnes conditions de fiabilité, maîtrisées aussi longtemps que possible, des inspections sont périodiquement programmées pour détecter les défauts ou les dommages.

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.

Dans ce chapitre nous avons modélisés le comportement élastique d'une plaque comportant deux fissures et ensuite réparée par patch en composite soumise en traction uniaxiale.

III.2. Présentation du logiciel ABAQUS/CAE 6.14

ABAQUS/CAETM est un code de calcul qui résout les problèmes de divers champs par la technique des éléments finis (M.E.F). Dans ce cadre il présente un système complet intégrant non seulement les fonctions de calculs proprement dites mais également des résultats (post-traitement). ABAQUS/CAETM est un programme qui traite des problèmes d'élasticité linéaire dans les domaines statiques et dynamiques, des problèmes non linéaires, des problèmes thermiques etc...

Le logiciel de calcul Abaqus version 6.14 offre l'avantage de présenter une très grande capacité de calcul et permet l'analyse de structures assez complexes

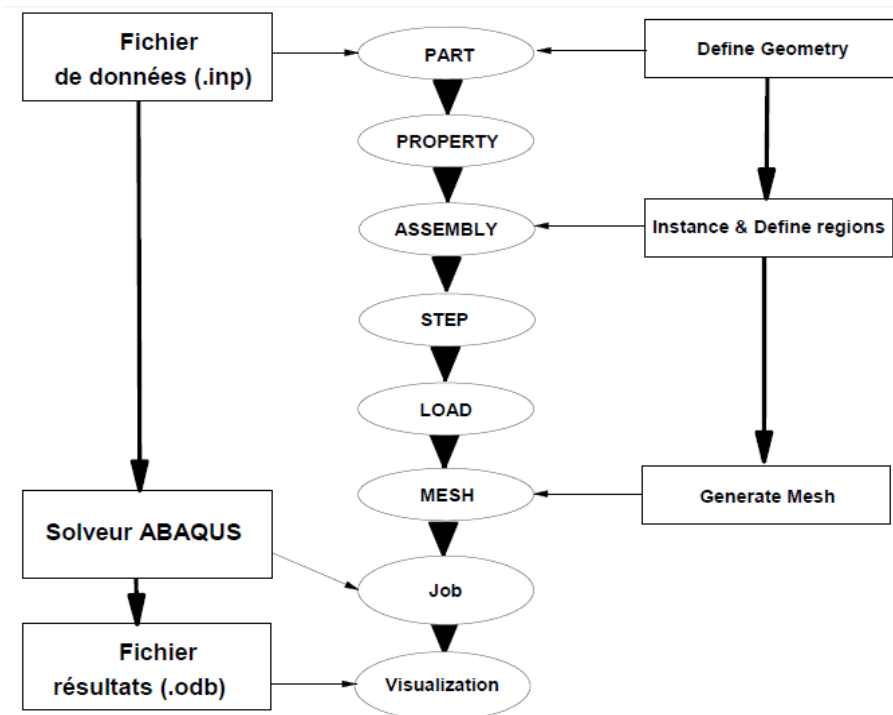


Figure III. 1: Etapes à suivre pour la programmation.

Comme le présente la figure 1 ABAQUS/CAE est divisé en unités fonctionnelles appelés modules. Chaque module contient les outils qui sont propres à une partie de la tâche de modélisation.

Un logiciel Origine 2018 supplémentaire a été utilisé pour le traitement des résultats obtenue à partir des calculs numériques des Facteurs d'intensités des contraintes s par les fichiers « History output » générés par le code ABAQUS.

✓ **Le module Part :**

Le module part nous permet de créer tous les objets géométriques rentrant dans le cadre de notre modèle soit en les dessinant dans ABAQUS CAE soit en les important d'un logiciel de dessin.

Dans notre cas il s'agit de la conception de la plaque.



Figure III. 2: Géométrie de la plaque.

La plaque aux dimensions suivantes : longueur= **160** mm, largeur= **39** mm, épaisseur = **3** mm. La forme du patch composite de réparation est carré d'un côté de **25** mm avec une épaisseur de **1,5** mm, l'adhésif FM 73 à les mêmes dimensions du composite avec une épaisseur de **0,1** mm [39] .

✓ **Le module Property :**

Le module « property » nous permet de définir les propriétés de nos différents composants.



Figure III. 3: Représentation graphique du modèle après insertion des données (Plaque).

Les propriétés mécaniques de la plaque constituée d'un alliage d'aluminium **2024-T3** et de l'adhésif en époxy **FM73** sont représentées sur les tableaux III.1[39].

Tableau III. 1: Matériel propriétés of 2024-T3 alliage aluminium et FM 73Adhésive.

Parameters	Alliage Aluminium 2024T3	Adhesive FM73
E (GPa)	72	2.21
ν	0.3	0.43

Tandis que le patch composite est modélisé comme un matériau orthotrope, le module de Young E_{11} est orienté dans la direction de (Y) (tableau III.2)[39].

Tableau III. 2 : Propriétés de Patch Composite.

Module Young (GPa)	Module de Cisaillement (GPa)	Coefficient de poisson
E11 200	G11 7.2	ν_{12} 0.21
E22 25	G22 5.5	ν_{12} 0.21
E22 25	G22 5.5	ν_{12} 0.21

✓ Le module Assembly :

Ce module permet d'avoir des assemblages des plusieurs parts.

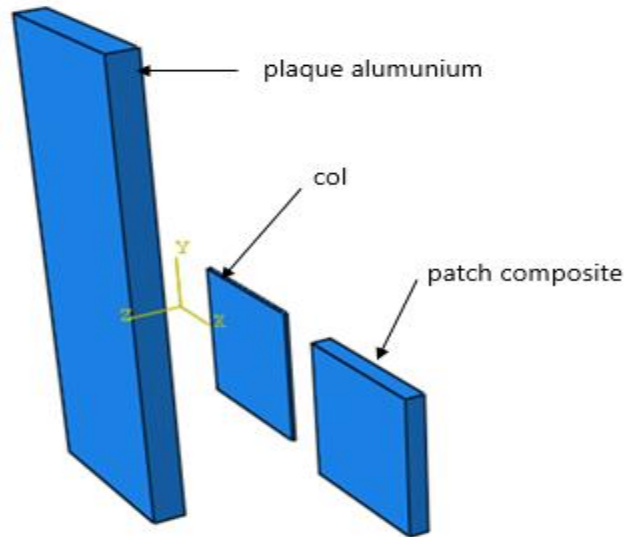


Figure III. 4: Assemblage des différents parts.

✓ Le module Step :

Ce module permet de définir toutes les étapes pour le post traitement, il est possible de créer des forces ou des conditions limitent qui s'activent à des moments donnés.

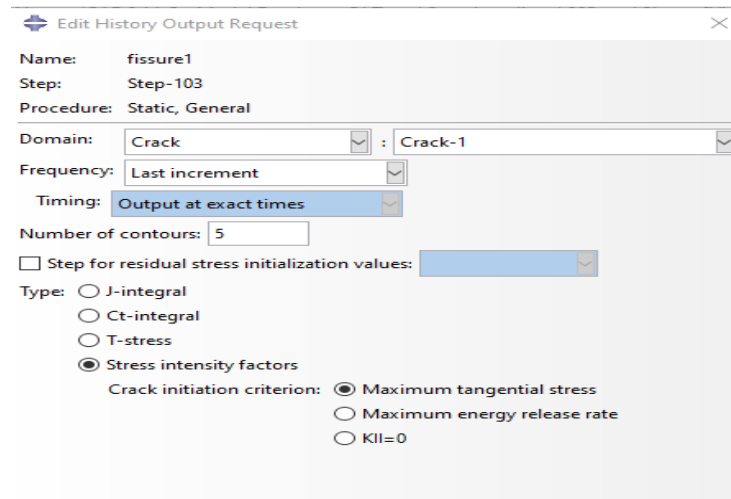


Figure III. 5: Création et définition des étapes types de traitement.

Il faut lier les fissures avec les types de lecture envisagés tel que la fréquence (*le dernier incrément*), le nombre de contours (**5**) et le type de facteur de stress intensité pour (*maximum tangential stress*).

✓ **Le module Interaction :**

Le module interaction permet de spécifier toutes les interactions entre les différentes parties et régions du model

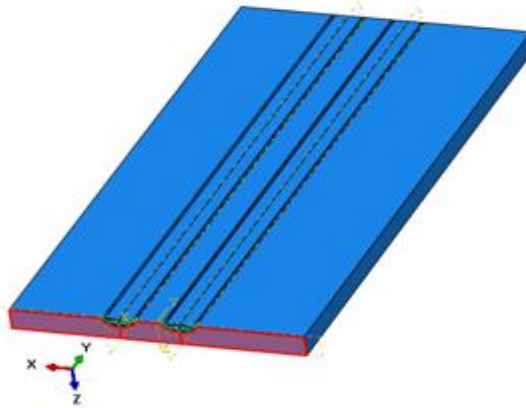


Figure III. 6: Validation des interactions entre partie.

Dans notre exemple nous avons spécifier les direction du contour intégrale x,y,z **(0,1,0)** .et les singularité des fissures=**0.25**

✓ **Le module Load :**

Le module load nous permettra de déterminer toutes les conditions aux limites, tel que la pression les encastremets suivant les différents axes.

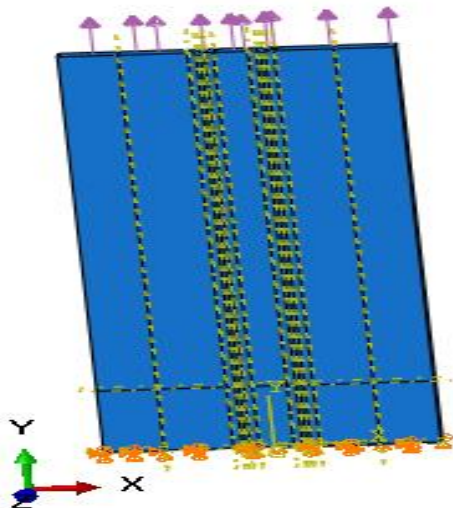


Figure III. 7: Définition des charges et conditions limites.

Dans la présente étude la plaque est soumise à une pression de charge axiale suivant (Y)
 $\sigma_Y = 65 \text{ MPa}$ [39].et la face du plan (X, Z) est encastremets en bas de l'éprouvette (U, V, W) =0.

✓ Le module Mesh :

Le module Mesh nous permettra de générer un maillage en élément fini sur un assemblage.



Figure III. 8: Maillage des parts et raffinement.

Le maillage a été modélisé par des éléments 3D avec un ordre géométrique de brique quadratique à 20 nœuds. Un raffinement du maillage est appliqué autour des fronts des fissures pour avoir des résultats plus précis. Ce maillage reste le même tout au long du calcul afin d'éviter toute influence du maillage sur les résultats. Les régions entourant les pointes de fissure ont été maillées par 5 nœuds de 0.04 mm en y, et par 8 nœuds de 0.025 mm en x et z. Cette zone adjacente à la ligne de pointe de fissure elle-même. Soit de 50000-100000 briques pour chaque simulation.

✓ Le module Job :

Une fois que toutes les tâches de définition du modèle ont été réalisées, il faut utiliser le module Job pour analyser ce modèle.



Figure III. 9: Création du module travail.

ABAQUS va alors réaliser tous les calculs nécessaires et en tirer des résultats dans un fichier.

✓ Module Visualisation :

Comme son nom l'indique, ce module nous permet tend autre de visualiser le model et les résultats obtenus, les concentrations de contrainte ainsi que les déformations.

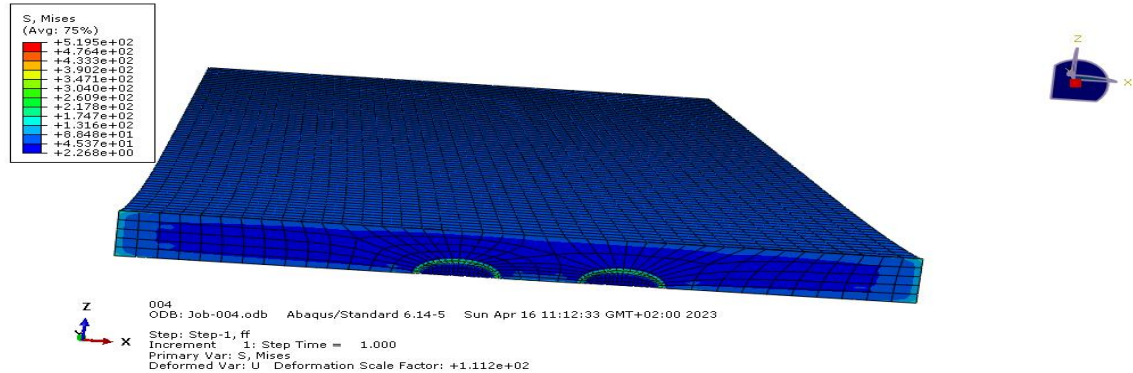


Figure III. 10: Visualisation du résultat de la simulation.

III.3. Analyse des résultats des interactions :

Dans cette partie, l'effet d'interaction fissure-fissure est exprimé numériquement grâce à l'analyse des résultats de chaque cas de l'étude.

En raison de la réflexion symétrie de la plaque par rapport au plan contenant les fissures, juste une moitié de la plaque a été modélisée.

Le taux de libération d'énergie de déformation a été extrait des résultats des éléments finis en utilisant la méthode intégrale de domaine équivalent « contour intégral ».

Étant donné que les fissures sont uniquement sous charge de mode I, le taux de libération d'énergie de déformation peut être directement lié au facteur d'intensité de contrainte de mode I.

III.3.1. Analyse d'interaction entre deux fissures semi-elliptique identiques :

L'effet de l'inter-distance entre les deux fissures sur l'interaction entre les facteurs d'intensités des contraintes de deux fissures 1 et 2 comme l'indique la figure III.11 sont analysée dans cette partie.

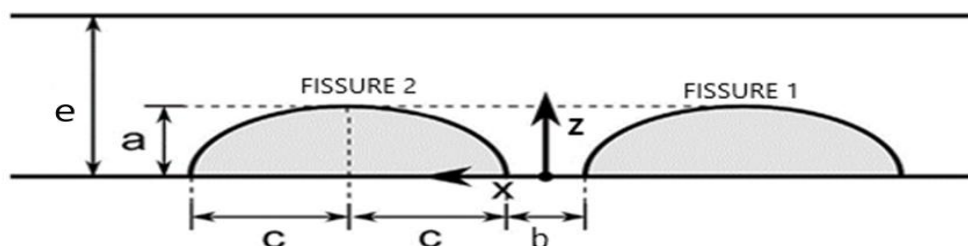


Figure III. 11: Fissures jumelles avec différentes distance (b).

Nous avons étudié deux cas :

A. L'effet de l'inter-distance (b)

Pour deux fissures 1 et 2 de même dimension avec le même chargement et la même plaque d'aluminium. Les deux fissures jumelles identiques sont sur même plan Figure III.12 et le paramètre varie de $b = (0.5 ; 1 ; 2 ; 3 ; 4 \text{ mm})$.

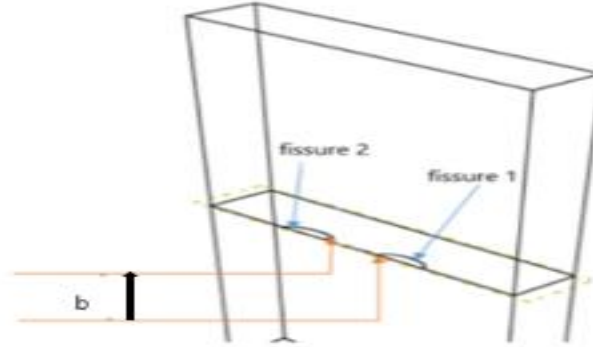


Figure III. 12: représentation des fissures jumelles sur le meme plan et avec déffirents distances (b).

La figure III.13 présente la variation du facteur d'intensité des contraintes le long du front de la fissure 1 en fonction de l'inter-distance (b). On remarque que la distribution du FIC K_I le long du front de la fissure 1 reste pratiquement la même avec des valeurs maximales aux points de surface de la fissure et des faibles valeurs sur les points les plus profonds de la fissure et de façon symétrique, ce qui peut se traduit par un risque de propagation des fissures en surface qu'en profondeur. Aussi on peut voir que les valeurs du FIC pour $b = 0.5$ se différencient grandement par rapport aux autres inter-distances ce qui peut être aussi traduit par une faible interaction pour les petites distances. Cette observation s'explique par le fait que le front interne génère des concentrations de contrainte plus faible qu'en surface.

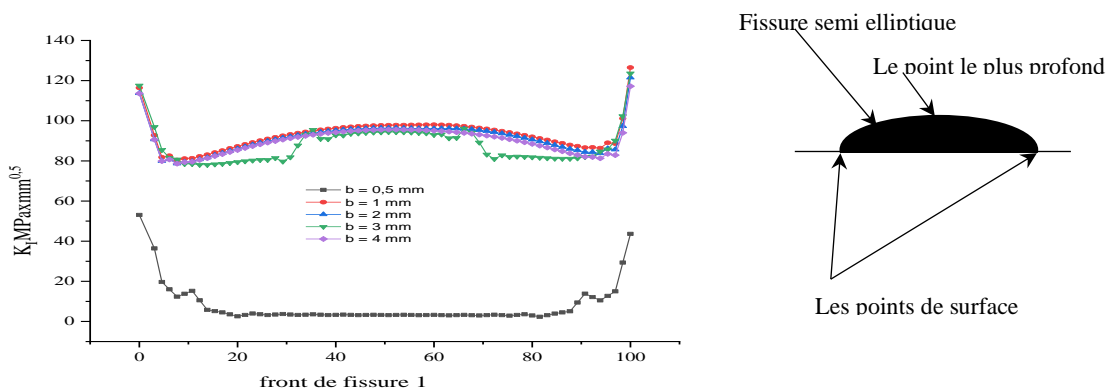


Figure III. 13: Variation du FICs le long du front de la fissure 1 pour déférents (b).

Pour mieux voir l'intensité de l'interaction de la fissure 1 on a tracé les valeurs maximales des FIC marqué sur les points de surfaces. La figure III.14 exprime ces valeurs maximales pour différentes valeurs de (b). On constate qu'il y a une petite décroissance du $K_{I_{max}}$ pour des valeurs

de $b > 1$ mm. Par contre la petite distance ($b=0.5$ mm) enregistre la plus faible valeur du $K_{I\max}$. Le champ de contrainte entre les fissures jumelles devient plus intense à mesure que les fissures s'éloignent.

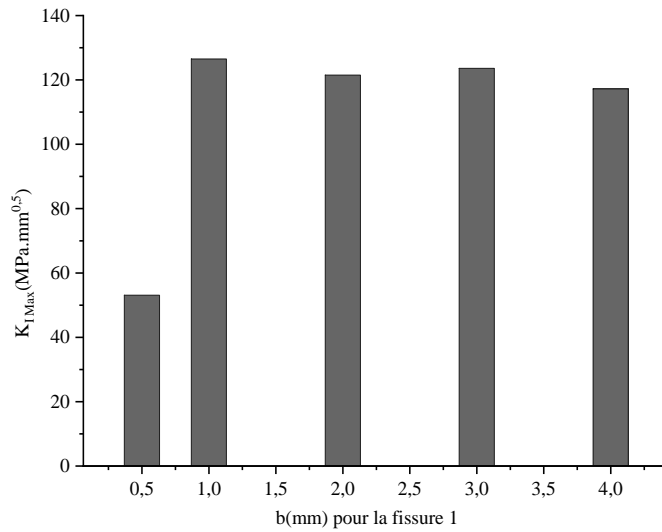


Figure III. 14: Variation du $K_{I\max}$ pour la fissure 1 en fonction de (b).

La figure III.15 présente la distribution du facteur d'intensité des contraintes le long du front de la fissure 2 en fonction de l'inter-distance (b). On remarque que l'augmentation de la distance (b) provoque une distribution du FIC plus au moins superposer pour toutes les valeurs de (b) même pour une faible valeur de $b=0.5$ mm, les valeurs maximales du facteur d'intensités des contraintes sont toujours marquées sur les points de surface de la fissure 2 même remarque pour la fissure 1.

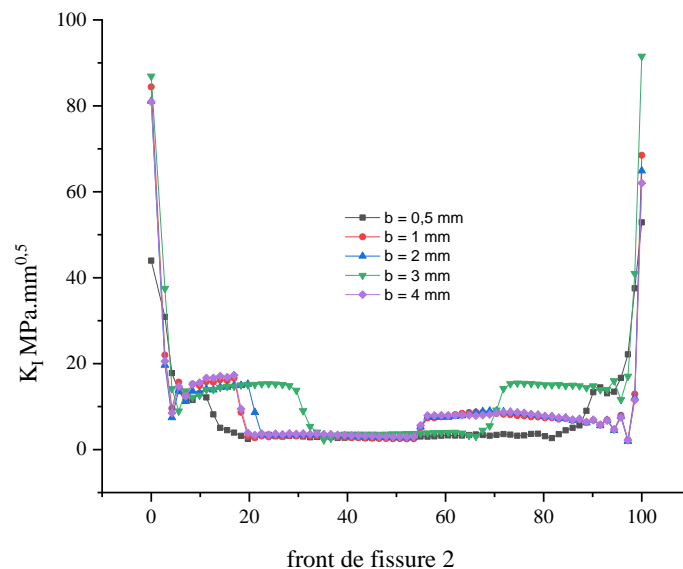


Figure III. 15: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour variation (b).

Les valeurs des facteurs d'intensités des contraintes sont les même sur le point le plus profond de la fissure 2 quel que soit la valeur de (b) ceci est traduit par une indépendance du front de la fissure 2 de l'inter-distance (b).

De même si on trace les valeurs des facteurs d'intensités des contraintes maximales pour la fissure 2 (figure III.16) on distingue que ces FICs du $K_{I \max}$ varie entre une moyenne de 90 MPa mm^{0.5} pour des valeurs de (b) > 1. En comparant les valeurs des $K_{I \max}$ de la fissure 1 et 2, on voit que pour la fissure 1 le $K_{I \max} = 120 \text{ MPa mm}^{0.5}$ et pour la fissure 2 le $K_{I \max} = 90 \text{ MPa mm}^{0.5}$ ceci est due à la dissymétrie géométrique des fissures par rapport à l'axe de chargement.

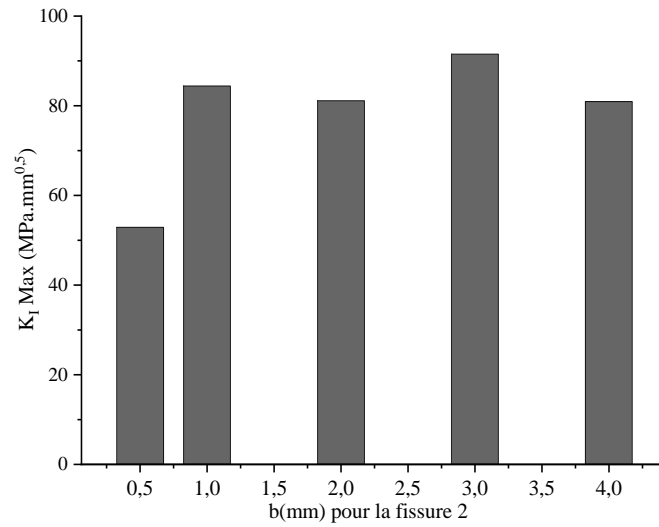


Figure III. 16: Variation du $K_{I \max}$ pour la fissure 2 en fonction de variation (b).

B. L'effet de variation de l'angle α avec distance fixe (b = 2 mm)

Dans cette partie La distance $b = 2 \text{ mm}$ est constant, la fissure 1 est fixé alors que la fissure 2 est déplacer suivant un arc de $r=b = 2 \text{ mm}$ décrivant un angle α° . Les deux fissures jumelles sont représentées graphiquement avec une rotation graduelle α (00°/30°/45°/60°/90°) sur la figure III.17.

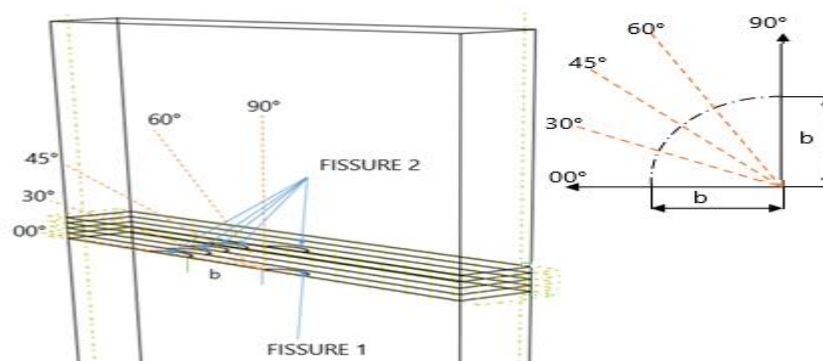


Figure III. 17: représentation graphique des fissures 1 fixe et fissure 2 avec déffirents angles.

La figure III.18 montre la distribution du facteur d'intensité des contraintes pour la fissure 1 en fonction de l'angle α . De cette figure on note la position de la fissure 1 suivant l'axe y influe fortement sur la distribution du FIC ainsi que son intensité. La fissure 1 sur le même plan avec un angle 0° présente les plus grandes valeurs du FIC suivie par celle en position de 90° alors que les autres sont superposer les unes sur les autres présentant une indépendance marquée de la position de la fissures 1. De ces constatations ont conclu que les fissures se trouvant sur un même plan présentent un grand risque de rupture sur structure endommagées.

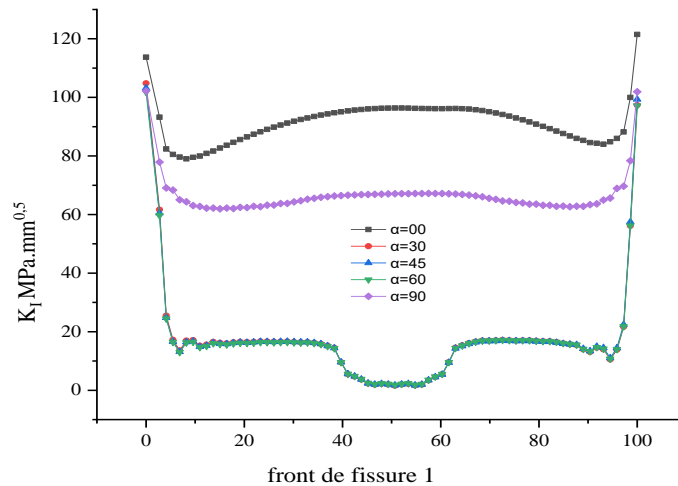


Figure III. 18: Variation du FIC le long du front de fissure 1 pour différents angles (α).

La variation du $K_{I\max}$ en fonction de l'angle α° est apposée sur la figure III.19. Pour les résultats après changement d'angle graduellement par rapport au plan de la première fissure et en gardant la même distance $b=2$ mm, on remarque une claire différence au niveau de l'interaction du fissure 1 pour les angles 0° et 90° avec des valeurs moyenne dépassant celle des $30^\circ, 45^\circ$ et 60° . Les variations intermédiaires d'angle d'inclinaison ($30^\circ/45^\circ/60^\circ$) ont montré une stabilité et faible influence sur le facteur d'intensité de contrainte.

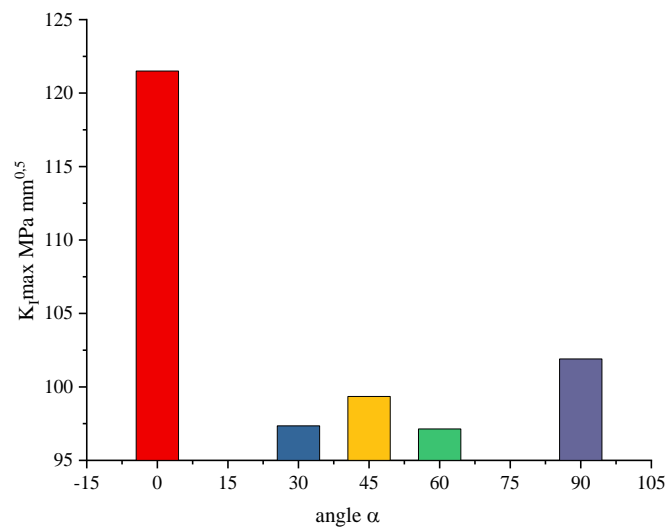


Figure III. 19: Variation du $K_{I\max}$ pour la fissure 1 en fonction de l'angle (α).

La Figure III.20 expose les distributions du facteur d'intensité des contraintes K_I le long des fronts des fissures 2 pour les angles proposés. Les cinq distributions du FICs montrent l'interaction au point le plus profond de la fissure 2 marquant les valeurs maximales du facteur d'intensité des contraintes $K_{I_{max}}$ inversement a la fissure 1est ceci pour les angles 60° et 90° alors que pour les angles 30° et 45° le FIC enregistre une moyenne entre les points de surfaces et le point le plus profond.

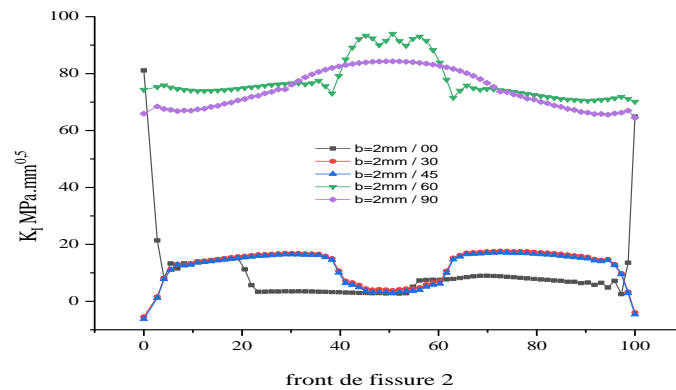


Figure III. 20 : Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour différents angles (α).

Pour les résultats après changement d'angle graduellement on remarque une claire différence au niveau de l'interaction du fissure 2 pour les angles (60° et 90°). Les variations d'angles d'inclinaison ($00^\circ/30^\circ/45^\circ$) ont montré une stabilité et faible influence sur le facteur d'intensité de contrainte.

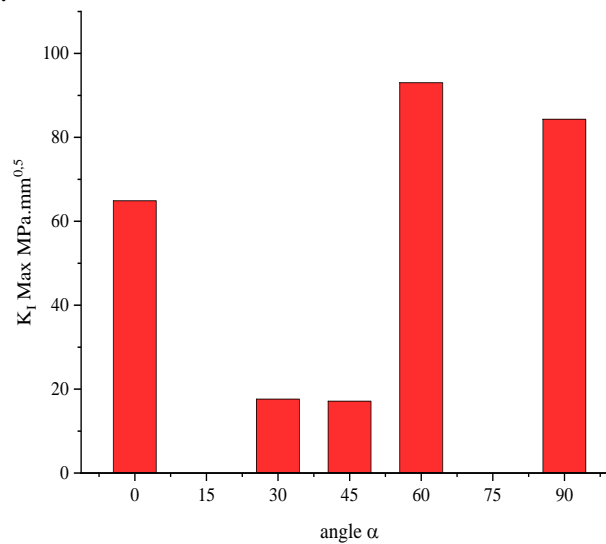


Figure III. 21: Variation du $K_{I_{max}}$ pour la fissure 2 en fonction de l'angle (α).

Pour les fissures jumelles avec une variation angulaire, les facteurs d'intensités des contraintes maximale sont enregistrer sur le point le plus profond de la fissure 2, le tracer de ces valeurs en fonction des angles est présenté par la figure III.21. Les valeurs de $K_{I_{max}}$ sont maximales pour les angles 60° , 90° et 0° respectivement d'une intensité moyennement faible par rapport à la fissure1.

III.3.2. Analyse d'interaction entre deux fissures semi-elliptiques Dissemblables :

Dans cette partie, l'effet d'interaction fissure-fissure est exprimé numériquement grâce à l'analyse des résultats de chaque cas de l'étude. Pour les deux fissures la même charge appliquée de traction pour la même plaque d'aluminium. Des critères d'interaction basés uniquement sur la géométrie du défaut ont été établis en utilisant les résultats d'analyses numériques des contraintes en conjonction avec les données obtenues.

Dans cette configuration, la géométrie de la fissure 1 et son emplacement sont constante. La deuxième fissure est placée à 30° au plan de première fissure avec une distance constante de $b = 2\text{mm}$ (Figure III. 22).

L'étude d'interaction entre deux fissures est basée sur la variation des paramètres géométrique Bidimensionnelles (a et c) de la deuxième fissure.

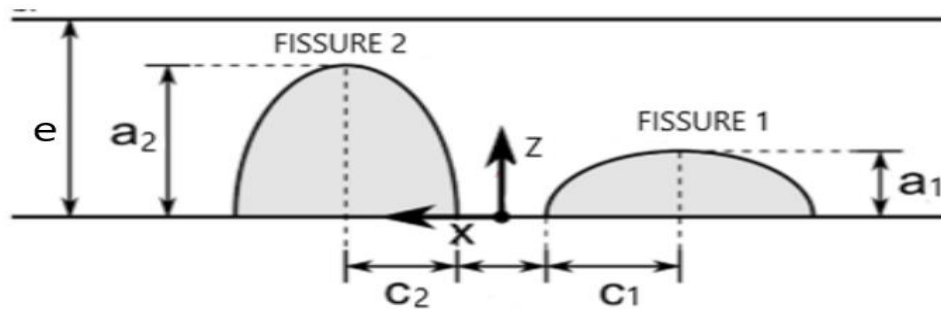


Figure III. 22: Présentation graphique des fissures dissemblables.

A. Deux fissures sur la même distance ($b=2\text{mm}/\alpha=30$) pour différentes profondeurs (a_2) :

La fissure 2 étant fixée à un angle de 30° et une distance $b = 2\text{mm}$, la profondeur de la fissure 2 est pris en compte comme paramètres variables $a_2 = (0.6, 0.8, 1, 1.25 \text{ et } 1.5 \text{ mm})$.

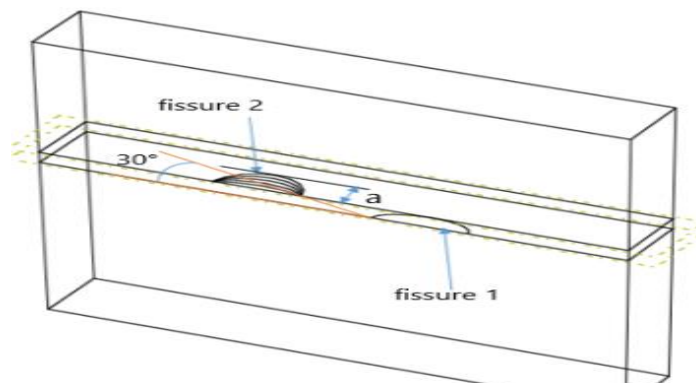


Figure III. 23: Fissures 2 voisines à 30° avec différentes tailles de profondeur a_2 .

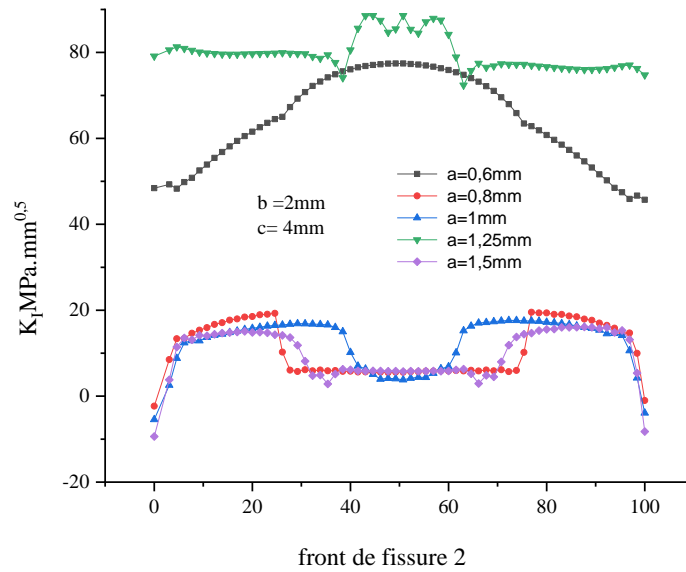


Figure III. 24: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour différente profondeur (a_2).

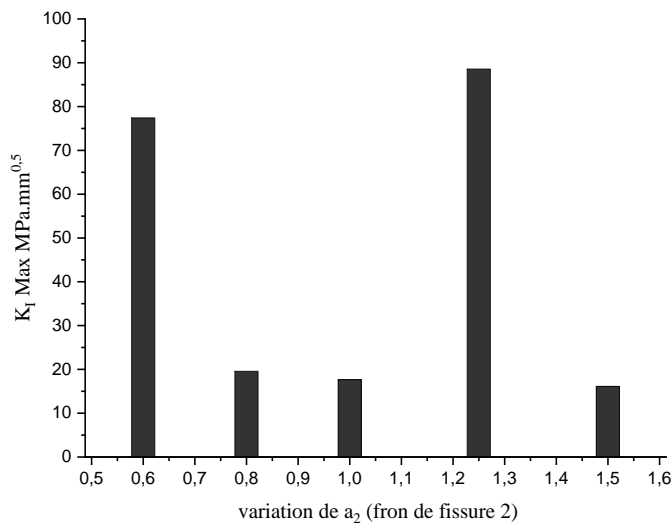


Figure III. 25: Variation du $K_{I \max}$ pour la fissure 2 pour différente profondeur (a_2).

La figure III.24 exprime les distributions du facteur d'intensité des contraintes K_I le long des fronts des fissures 2 pour différente profondeur a_2 . Les distributions du FICs montrent que les points les plus profond de la fissure 2 marquant les valeurs maximales du FIC $K_{I \max}$ inversement a la fissure 1 qui marqué $K_{I \max}$ sur points de surfaces, aussi il est a signalé que les profondeurs $a_2 = 0.6$ et 1.25 mm marque les plus grandes valeurs des facteurs d'intensités des contraintes. Ce qui est confirmé par la figure III.25 qui représente les valeurs de $K_{I \max}$ pour les profondeurs étudié, cependant les valeurs de K_I sont indépendantes des profondeurs $a_2 = 0.8$, 1 et 1.5 mm.

B. Deux fissures sur la même distance ($b=2/a=30$) avec des différents longueurs (c_2) :

La fissure 2 étant fixée à un angle de 30° et une distance $b = 2\text{mm}$, la longueur de la fissure 2 est pris en compte comme paramètres variables $c_2 = (1.6 ; 1.75 ; 2 ; 2.5 ; 3\text{mm})$.

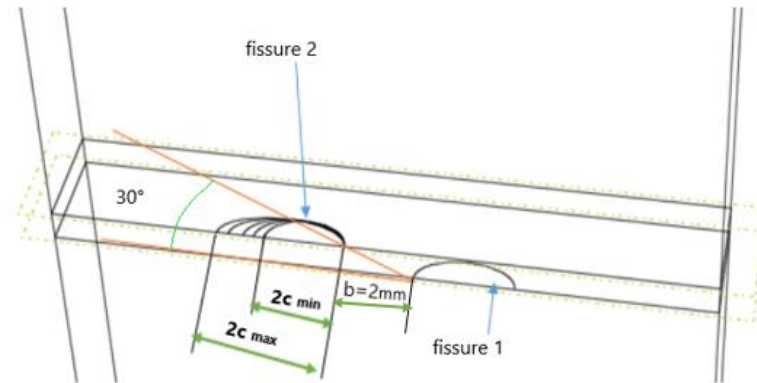


Figure III. 26: Fissures voisines à 30° avec différentes tailles de c_2 .

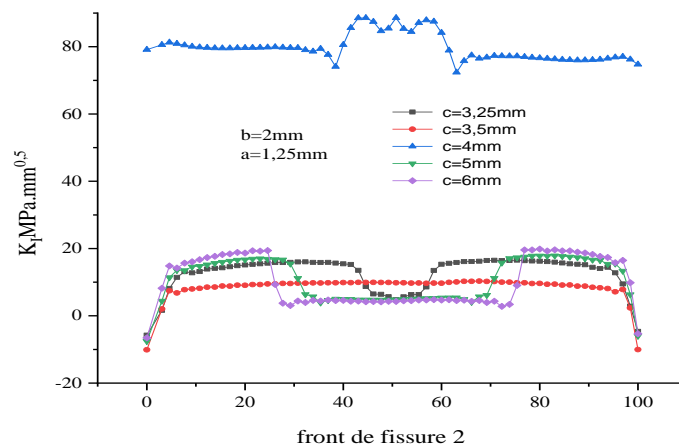


Figure III. 27: Variation du FIC le long du front de fissure 2 pour différente longueur (c_2).

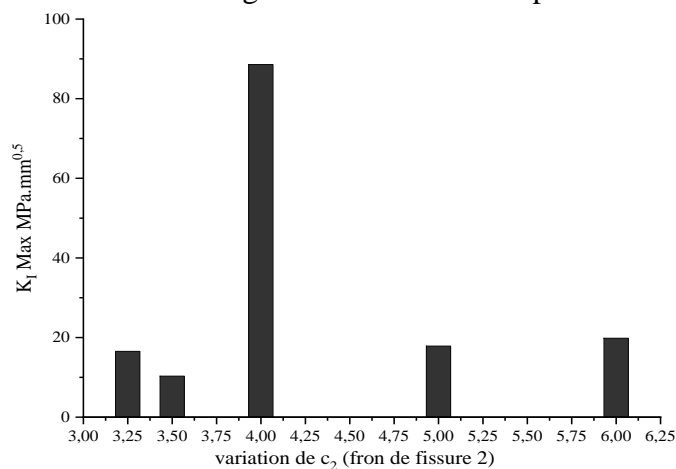


Figure III. 28: Variation du $K_{I,max}$ pour la fissure 2 pour différente profondeur (c_2).

Dans les cas où nous avons varié en longueur c de la deuxième fissure nous remarquons que la fissure identique au fissure 1 dont $c=2\text{mm}$ à donner des interactions d'intensités plus grand que les autres cas (02 plus gros et 02 plus petits).

La figure III.27 exprime les distributions du Facteur d'intensité des contraintes K_I le long des fronts des fissures 2 pour différente longueur de fissure 2 c_2 . Les distributions du FICs montrent que les points les plus profond de la fissure 2 marquant les valeurs maximales du FIC $K_{I \max}$ inversement a la fissure, aussi il est a signalé que la profondeur $c_2 = 4 \text{ mm}$ marque les plus grandes valeurs des facteurs d'intensités des contraintes K_I . Ce qui est confirmé par la figure III.28 qui représente les valeurs de $K_{I \max}$ pour les longueurs de fissure 2 étudié, cependant les valeurs de K_I sont indépendantes des autres longueurs de fissure 2, ajoutant que la longueur de la fissure 2 joue un rôle moins important que sa profondeur.

III.3.3. Analyse des résultats de la réparation :

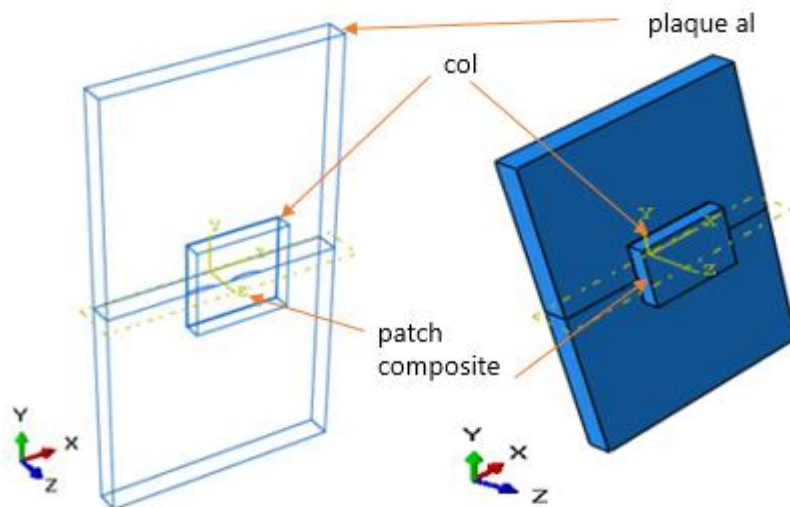


Figure III. 29: schéma du modèle de réparation par patch composite.

Cette partie, nous avons essayé de voir l'influence de notre model avec réparation vis à vis la plaque sans réparation afin de dégager l'effet bénéfique de cette technique.

A. Deux fissures sur même plan avec une distance $b=1$ mm réparés :

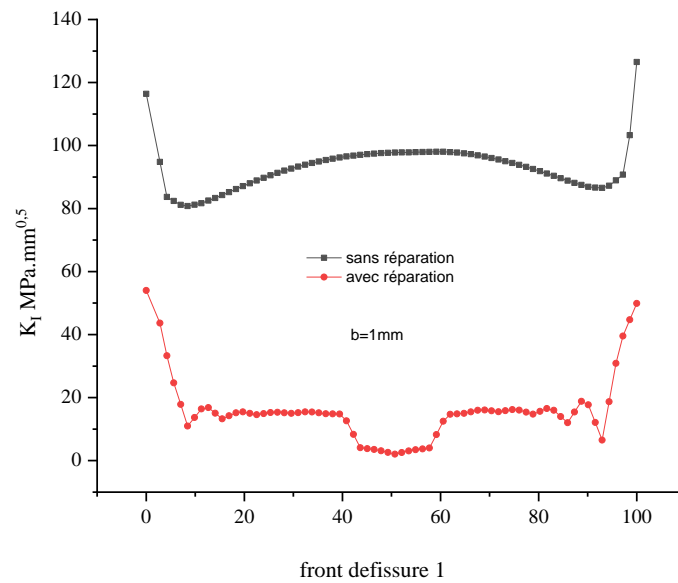


Figure III. 30: Front de fissure 1 pour ($b=1$).

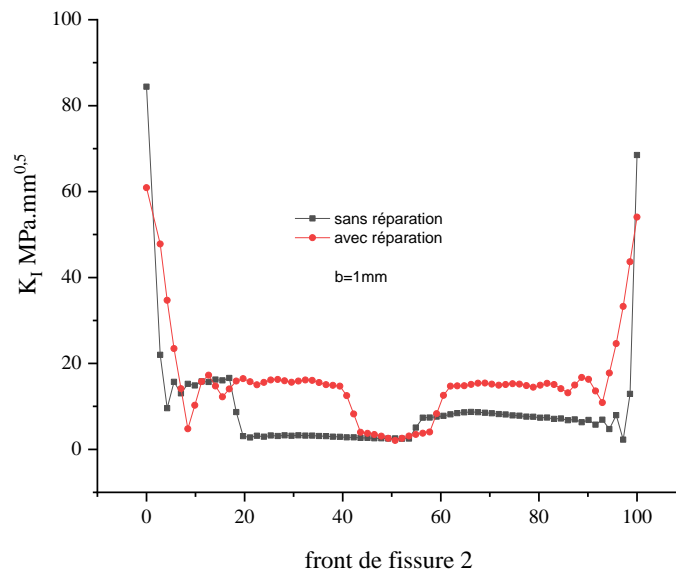


Figure III. 31: Front de fissure 2 pour ($b=1$).

Les figures III. 30 et III.31 illustre la variation des Facteurs d'intensités des contraintes le long du fronts fissure 1 et 2 respectivement pour des plaques réparée et non réparée. Les résultats de cette figure montrent que le FIC a considérablement diminué pour la fissure 1 avec un effet bénéfique de 50% alors que la fissure 2 n'enregistre aucune réponse par rapport à la réparation par composite. Ceci devient intéressant du point de vue économique ou ont doit minimiser le cout de réparation sachant qu'une analyse montre que les systèmes de réparation en matériaux composites sont, en moyenne, 24% moins coûteuses que les réparations soudées.

B. Deux fissures sur même plan avec une distance $b=3$ mm réparées :

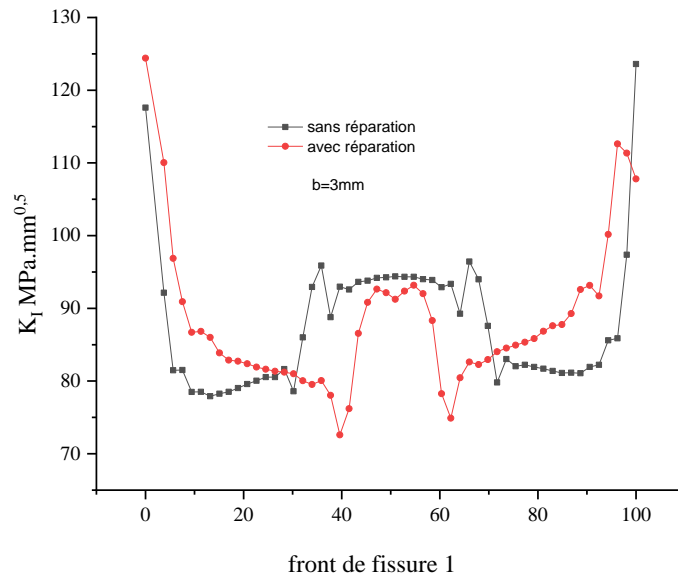


Figure III. 32: Front de fissure 1 pour ($b=3$).

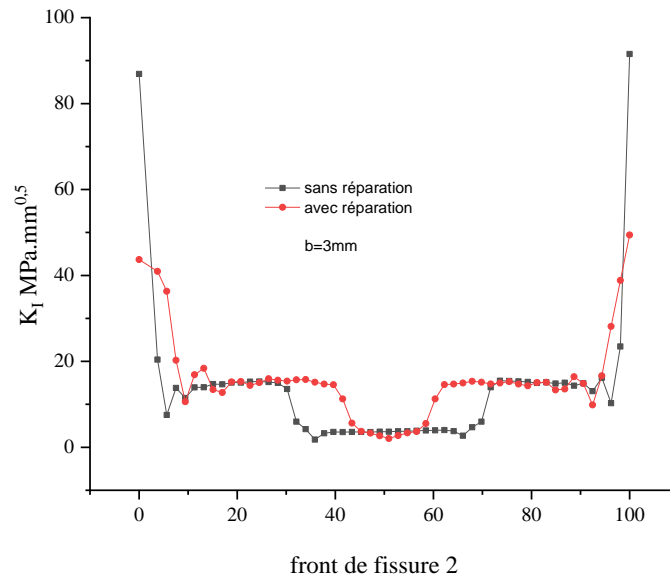


Figure III. 33: Front de fissure 2 pour ($b=3$).

Les figures III. 32 et III.33 illustre la variation des facteurs d'intensités des contraintes le long du front de fissure 1 et 2 respectivement pour des plaques réparées et non réparées. Les résultats de cette figure montrent que le FIC n'a pratiquement pas varié pour la fissure 1 alors que la fissure 2 enregistre une bonne réponse par rapport à la réparation par composite et avec un taux de réduction de 50% inversement à la configuration précédente pour ($b=1$ mm).

C. Deux fissures sur une distance ($b=2/\alpha=30$) réparées :

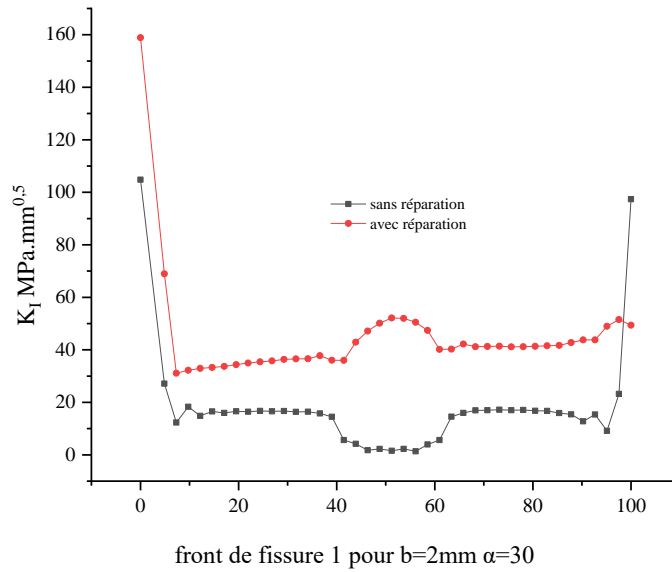


Figure III. 34: Front de fissure 1 pour ($b=2/\alpha=30$).

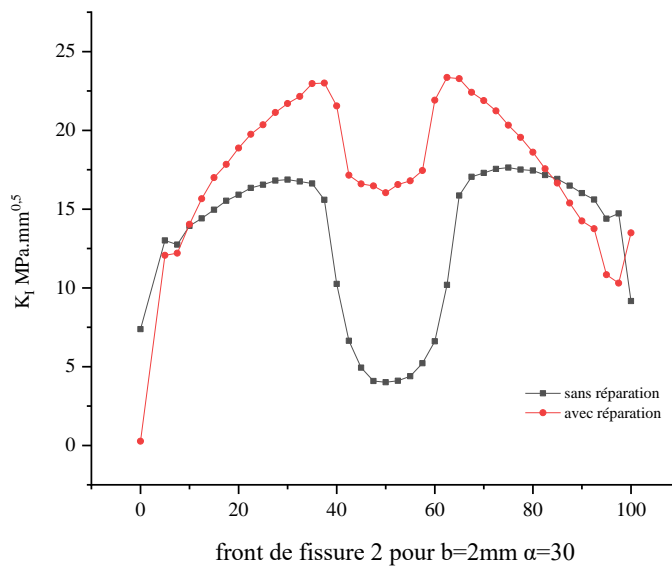


Figure III. 35: Front de fissure 2 pour ($b=2/\alpha=30$).

Les figures III. 34 et III.35 illustre la variation des Facteurs d'intensités des contraintes le long du frontes fissure 1 et 2 respectivement pour des plaques réparée et non réparée. Les résultats de cette figure montrent que la réparation n'a pas apporter aucune réduction au FIC mai inversement elle a augmenté les intensités des Facteurs d'intensités des contraintes, surtout pour la fissure 2.

D. Deux fissures sur une distance (b=2 mm /α=90) réparées :

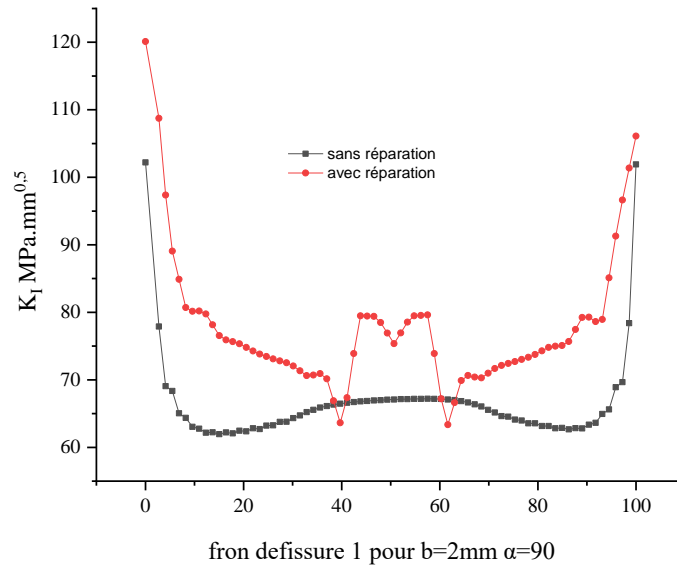


Figure III. 36 : Fissure 1 pour (b=2mm /α= 90

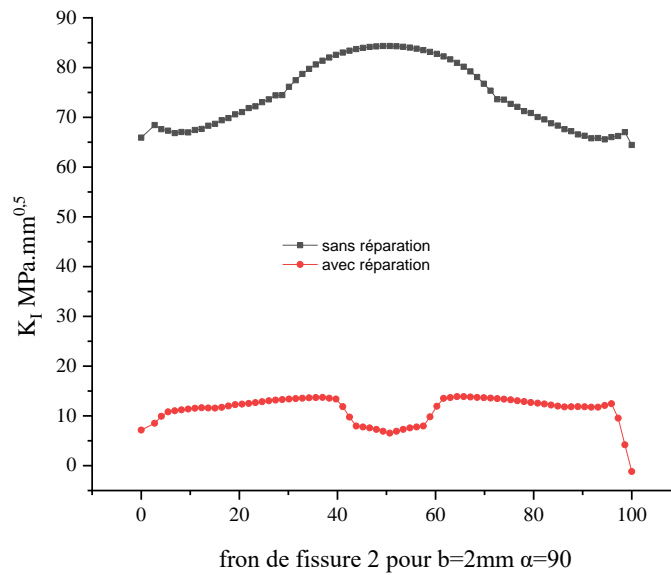


Figure III. 37: Fissure 2 pour (b=2mm/α=90°).

Dans les figures suivantes III.36 et III.37 on distingue une nette différence entre les résultats de la réparation par patch composite ou la deuxième fissure a été très positive avec une réduction importante de l'intensité de contrainte, au contraire pour la fissure 1 s'est manifesté peut avec la réparation, c'est dû probablement à la concentration de la force de la contrainte au niveau d'encastrement de la plaque d'aluminium. L'effet bénéfique du patch est nettement visible sur la fissure 2 car le facteur d'intensité de contrainte diminue fortement.

III.4. Conclusion :

Tous les résultats présentés ici traitent de l'interaction des fissures dans des conditions élastiques linéaires. L'interaction des défauts soumis à une charge de traction en mode I.

L'interaction élastique entre les fissures de surface coplanaires est fortement affectée par la distance b entre fissures.

Ceci est également visible dans les graphiques du facteur d'interaction illustré dans les cas de variation angulaire α .

De plus, ces différentes distributions de tri-déformations entraînent clairement différents niveaux de l'interaction.

L'interaction entre des fissures semi-elliptiques coplanaires de taille et de rapport d'aspect différents dans une plaque élastique a été examinée. Dans de nombreux cas, les paires de fissures qui seraient classées comme ayant des effets d'interaction négligeables.

La réparation de l'endommagement par patch composite a montré que l'interaction entre les fissures est plus bénéfique sur l'un ou l'autre front de fissure.

Conclusion Générale :

Le niveau d'interaction élastique qui se produit entre une paire de fissures semi-elliptiques dépend de la répartition des contraintes qui s'exercent sur elles.

Les critères d'interaction des défauts utilisés dans les procédures actuelles d'évaluation de l'intégrité sont indépendants du mode de chargement et dans certains cas, il existe un risque de classification d'interaction non conservatrice si les effets de chargement à travers l'épaisseur sont négligés.

Pour les défauts de surface semi-elliptiques en interaction étudiés ici, le point d'approche le plus proche entre les fissures se situe à l'intersection entre la ligne de pointe de la fissure et la surface de la plaque.

Généralement, le facteur d'interaction est le plus élevé à ce point d'approche le plus proche. Pour fissures simples de faible aspect ratio soumis à une répartition uniforme des contraintes, le facteur d'intensité de contrainte le plus élevé se produit toujours au point le plus profond de la ligne de fond de fissure.

Pour des paires de telles fissures, un facteur d'interaction élevé au point de surface n'a aucun effet sur l'initiation de la rupture, qui se produira ailleurs.

Les champs de contraintes autour des paires de fissures avec une distance de séparation décroissante ; le champ de contrainte entre les fissures jumelles devient plus intense à mesurer quand les fissures se rapprochent. Le facteur d'interaction au point de surface (qui est le point d'approche le plus proche entre les lignes de fond de fissure) est toujours supérieur au facteur d'interaction au point le plus profond.

Dans de nombreux cas, les paires de fissures qui seraient classées comme ayant des effets d'interaction négligeables selon les critères d'interaction utilisés dans les procédures d'évaluation.

Cependant, dans la grande majorité de ces cas, la plus grande valeur de K_I sur le front de fissure n'est pas augmentée de manière significative : l'interaction affecte principalement les régions du front de fissure qui sont moins fortement chargées.

Par conséquent, le critère fonctionne bien pour déterminer quand l'interaction des défauts affecterait de manière significative une évaluation de l'intégrité structurelle, même pour l'interaction entre des défauts de tailles et de rapports d'aspect très différents.

En revanche, La démonstration de l'effet de la réparation par patch composite n'a qu'un faible effet sur l'interaction élastique du facteur d'intensité de contrainte entre fissures de ligne d'encastrement, avec un bon effet sur les fissures plus loin de ce plan.

La tolérance aux dommages des structures aéronautiques est un enjeu majeur qui doit constamment évoluer et s'adapter aux nouvelles exigences sécuritaires et aux orientations stratégiques du secteur.

En effet, maintenir un niveau de fiabilité structurale suffisant tout en menant une transition aussi radicale que l'introduction massive de nouveaux matériaux est un énorme défi technologique tant à la phase de conception qu'en service.

Pour faire face à cet enjeu, il faut consolider notre compréhension des modes et des mécanismes d'endommagement, développer des modèles de prédiction pour prévoir l'initiation et la propagation des dommages ainsi que l'établissement de stratégies d'inspection fiables et performantes.

Dans ce contexte, ce sujet est proposé avec un objectif principal d'évaluer l'impact d'un endommagement ou d'un défaut de fabrication sur l'intégrité mécanique des structures aéronautiques par la définition d'index d'endommagement et en développant des modèles numériques de prédiction.

Bibliographies

- [1] BOUSLAMA N. L'endommagement dans des structures aéronautiques à géométries complexes [doctorat]. [(Québec) Canada]: Sherbrooke; 2019.
- [2] Coules H. Interaction de fissures superficielles soumises à des distributions de contraintes non uniformes. *Journal international des récipients sous pression et de la tuyauterie*. 2017 ; 20-9.
- [3] Leek T, Howard I. An examination of methods of assessing interacting surface cracks by comparison with experimental data. *press vessels pip*. 1996 ; 68(2) :181-201.
- [4] Soboyejo W, Knott J, Walsh M, Cropper K. Fatigue crack propagation of coplanar semi-elliptical cracks in pure bending. *Eng Fract Mech*. 1982 ; 37(2) :323-40.
- [5] Murakami y, Nemat-Nasser S. Interacting dissimilar semi-elliptical surface flaws under tension and bending. *Eng Fract Mech*. 1982 ; 16(3) :373-86.
- [6] Sethuraman R, Llango I. Analysis of interacting semi-elliptical surface cracks in finite thickness plates under remote bending load. *Int Vessels pip*. 2005 ; 82(7) :528-45.
- [7] Sethuraman R, Reddy G. Finite element based evaluation of stress intensity factors for interactive semi-elliptic surface cracks. *press vessels pip*. 2003 ; 80(12):843-59.
- [8] Coules H. Stress intensity interaction between dissimilar semi-elliptical surface cracks. *press vessels pip*. 2016 ; 146 :55-64.
- [9] Munroe J, Wilkins K, Gruber M. Integral Airframe Structures (IAS)-Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs. NASA/CR. 2000 ; 2000-209337.
- [10] Llorenç Llopart P. Modelling and analysis of crack turning on aeronautical. [Barcelona]: Ottoburnn; 2017.
- [11] Badía Perez JM, Tarín Remohí P. Productos extruidos de aluminio en la industria aeronáutica: Presente y futuro. Dept. De Materiales y producción Aeroespacial, ETSIA, UPM ; 2004
- [12] Palm F. . Moderne metallische Werkstoffe und Prozesse -eine Innovationsquelle in der Luft- und Raumfahrt und eine. Olympische“ Herausforderung présenté à ; 2004 ; BERLIN.
- [13] Warren R, Wei LY. *Metallic alloys*. MPM013. [Luleå]: University-Division of Engineering Materials; 1997.
- [14] Nesterenko .G I, Nesterenko.B. Residual strength analysis of the stiffened structures with WFD, MSD and single crack. *Aging Aircraft*. 2002 ;

- [15] Breuer U PAUL. Commercial Aircraft Composite Technology. Springer International Publishing Switzerland [Internet]. 2016 ; Disponible sur: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-31918-6>.
- [16] Wanhil R, Simon B, Lorrie. Fatigue Failure Analyses for Metallic Aircraft Components Introduction. Failure Modes and Frequencies". 2014 ;
- [17] Carmona V. Étude de l'endommagement de Matériaux Composites Par Tomographie X et Émission Acoustique. [lyon/france]: Institut National des Sciences Appliquées de Lyon.; 2009.
- [18] Huguet stephane. Application de Classificateurs Aux Données d'émission Acoustique : Identification de La Signature Acoustique Des Mécanismes d'endommagement Dans Les Composites à Matrice Polymère. [lyon /france]: L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon.; 2002.
- [19] Harvent J. Mesure de Formes Par Corrélation Multi-Images : Application à l'inspection de Pièces Aéronautiques à l'aide d'un Système Multi-Caméras. [toulouse/france]: université de Toulouse; 2010.
- [20] Giurgiutiu V. Lamb Wave Generation with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring. In , edited by Amr M Baz, [Internet]. 2003 ; Disponible sur : <https://doi.org/10.1117/12.483492>.
- [21] Fang Y, Lujun L, Hailin F, Zhixiong L, Grant WE. Review of the Use of Air-Coupled Ultrasonic Technologies for Nondestructive Testing of Wood and Wood Products. Computers and Electronics in Agriculture. 2017 ; 137 :79-87.
- [22] Maillou H. BTS AERONAUTIQUE LES PROCEDES DE MESURES ET DE CONTRÔLE. Lycée Pierre Mendès France ; 2012.
- [23] BAUS A, LIEURADE HP, SANZ G, TRUCHON M. Etude de l'amorçage des fissures de fatigue sur des éprouvettes en acier à très haute résistance possédant des défauts de formes, et de dimensions différentes. Revue de Métallurgie. oct 1977;565-584.
- [24] SONG PS, SHEIH YL. Stop drilling procedure for fatigue life improvement. International Journal of Fatigue. 2004 ;1333-9.
- [25] BURLAT M. Effet et optimisation de l'écrouissage des trous des plaques d'assemblage sur le comportement en fatigue [master thesis]. [Montérial]: Ecole Polytechnique; 1994.
- [26] Griffith A. The phenomena of rupture and flow in solids. Philosophical Transactions of the Royal Society. 1920 ; A221 :163-98.
- [27] ZHANG X, WANG Z. Fatigue life improvement in fatigue-aged fastener holes using the cold expansion technique. International Journal of Fatigue. 2003 ;1249-57.
- [28] Higgins A. Adhesive bonding of aircraft structures. Int J Adhes Adhes. 2000 ;367-76.
- [29] Cavazos E, Khan R. Fracture and Bending Mechanics. Academic Studio, 4735/22 Prakashdeep Bldg, Delhi – 110002 ; 2012 .

- [30] Lemaignan. Livre La rupture des matériaux.
- [31] Christ H J, Scholer k, Fischer f, Maier H J, Krupp U, Fritzen C F. Ermüdungsverhalten metallischer Werkstoffe. Werkstoff-Informations-gesellschaft. 1998.
- [32] Pook L T. Crack Paths. WIT Press. 2002 ;
- [33] Rice J R. A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks. Journal of Applied Mechanics. 1968 ;379-86.
- [34] Wells A A. Unstable crack propagation in metals: Cleavage and fast fracture. Proceedings of the crack propagation symposium, 1, paper. 1961 ;84.
- [35] Shih C. Relationship between the J-integral and the crack displacement for stationary and extending cracks. Journal of the Mechanics and Physics of Solids. 1981 ;305-26.
- [36] IRWIN GR. Analysis of stresses and strains near the end of crack traversing a plate. Journal of Applied Mechanics. 1957 ;361-4.
- [37] WESTERGAAD HM. Bearing pressures and cracks. Trans. ASME. Journal Appl Mech. 1939 ;
- [38] 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 [Doctorat]. [FRANCE]: Université des Sciences et Technologie LILLE; 2000.
- [39] Oudad, W., Belhadri, D.E., Fekirini, H. and Khodja, M. (2017). Analysis of the plastic zone under mixed mode fracture in bonded composite repair of aircraft structures, 69, pp. 404–411.