

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie

Développement d'approches expérimentales
et numériques pour l'étude de
l'endommagement dans des structures
aéronautiques à géométries complexes

Thèse de doctorat
Spécialité : Génie mécanique

Nidhal BOUSLAMA

Sherbrooke (Québec) Canada
juin 2019

MEMBRES DU JURY

Ahmed MASLOUHI

Directeur

Patrice MASSON

Rapporteur

Gabriel LAPLANTE

Évaluateur

Anh Dung NGÔ

Évaluateur

Résumé

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. Dans ce contexte, la présente thèse de doctorat a 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. Pour atteindre cet objectif, quatre structures ont été sélectionnées de façon à couvrir l'ensemble des principaux modes d'endommagement observés en service. Les géométries et les scénarios d'endommagement de ces structures ont été définis en collaboration avec les partenaires industriels dans le cadre des projets CRIAQ DPHM501 et CRIAQ COMP407.

Dans un premier temps, on a abordé la fissuration par fatigue dans des structures en aluminium à rivets où une étude préliminaire a été menée pour comparer la réponse ultrasonore obtenue par vibromètre laser entre un défaut artificiel usiné par électro-érosion et une fissure de fatigue. Cette étude a permis de juger la représentativité de ce type de défaut et sa validité pour la mise en place d'une technique de surveillance embarquée. Par la suite, une approche de surveillance s'appuyant sur la technique d'émission acoustique, la corrélation d'image et l'inspection par ondes guidées a été appliquée à une structure avec ligne de rivets. Cette démarche a permis de corréler la perte de rigidité, l'activité acoustique, et la chute d'amplitude des ondes guidées à l'évolution de la taille de la fissure.

Dans une deuxième phase, on s'est intéressé à l'évaluation de l'effet d'un défaut de fabrication (délaminage) sur la formation d'endommagement et sur la dégradation de la rigidité dans un matériau composite. Pour cela, des plaques en CFRP tissé avec et sans défaut inséré ont été testées en fatigue. L'application de la stratégie de surveillance a permis d'évaluer la perte de rigidité moyenne et autour du défaut, de mesurer l'activité acoustique en prévenance de la zone d'inspection et d'identifier la séquence d'endommagement par la localisation des sources acoustiques. De plus, la chute de la vitesse des ondes guidées a été évaluée comme étant une mesure indirecte de la rigidité puis elle a été comparée à la dégradation de la rigidité de surface déterminée par corrélation d'image.

Par la suite, le comportement d'un joint hybride fabriqué en aluminium-titane et en composite et assemblé par collage et rivetage a été étudié en statique puis en fatigue. Les essais mécaniques réalisés avec suivi de l'endommagement ont permis d'identifier cinq phases à la rupture grâce à l'analyse des paramètres de l'activité acoustique et de l'évolution du champ de déformation. De plus, un modèle numérique par éléments finis a été développé, ce modèle tient compte de la plasticité des parties métalliques et de l'endommagement dans la couche d'adhésif à travers l'implantation d'un modèle cohésif (CZM). Le modèle proposé a démontré une bonne capacité à reproduire les phases d'endommagement et à prédire la force de rupture du joint. L'effet, en fatigue, de la présence d'un défaut de collage sur la durée de vie et sur le mode de rupture a été aussi investigué pour cette structure.

Dans la dernière partie de ce travail, on a étudié la formation d'endommagement dans un panneau à raidisseurs en CFRP soumis à un chargement incrémental en compression. Pour cela les déformées globales et locales ont été mesurées tout au long de la phase de post-flambage. En parallèle, le suivi de l'activité acoustique a permis de quantifier l'endommagement lié à chaque cycle de chargement, de localiser la zone d'endommagement et d'identifier mécanismes de rupture mis en jeu par l'application d'une approche de classification non supervisée. De plus, un modèle numérique par EF basé sur une analyse d'endommagement progressive a été développé. Ce modèle procède à la dégradation des propriétés mécaniques selon des critères de rupture de fibre, de matrice et de délaminage. Les résultats obtenus

numériquement sont comparés aux résultats expérimentaux et ont montré une bonne corrélation au niveau des déformées, la force de flambage et celle de rupture.

Mots-clés : Structures aéronautiques, tolérance à l'endommagement, matériaux composites, analyse d'endommagement progressif (PFA), corrélation d'image (DIC), émission acoustique (EA), ondes guidées.

Abstract

Damage tolerance in aerospace structures is a concept that requires a good understanding of damage modes and monitoring techniques. In this context, the present research defines as a main objective the development of experimental strategies and numerical models to investigate different damage scenarios in typical structure configurations and evaluate their impact on mechanical properties and fatigue life. To achieve this, four different structures with increased-complexity level are selected such that the principal in service damage scenarios are covered. The geometry and damage mode for these structures are defined in collaboration with industrial partners in CRIAQ DPHM501 and COMP407 projects.

Firstly, fatigue crack propagation in aluminium riveted structure was investigated, a comparison study was conducted to compare the acoustic response obtained by laser vibrometer between artificial defect made by EDM and real fatigue crack. Based on the obtained results, it was possible to judge the capacity of artificial notch to mimic real fatigue crack for the implementation of SHM approach. Thereafter, in-situ monitoring approach was developed using acoustic emission, digital image correlation and ultrasonic guided waves for tracking fatigue cracks on riveted structure. Thus, it was possible to correlate the stiffness decrease, the acoustic emission activities and the wave amplitude decay to crack size propagation.

Secondly, the effect of manufacturing defect (delamination) on the damage development and stiffness degradation in composite material was evaluated. Hence, plain weave CFRP plates with and without embedded defect were tested under fatigue loading. By applying the monitoring strategy, it was possible to measure the average stiffness degradation and its values around the defect, the acoustic activity from the inspection area was also registered and localized by a planar location algorithm, which provided insight on damage development sequences. Additionally, the wave velocity of the guided waves was evaluated as an indirect measurement of the stiffness degradation and then compared with the surface stiffness obtained by digital image correlation.

The mechanical behavior in hybrid lap joint made by assembling aluminium-titanium and CFRP plates using riveting and bonding techniques was tested under static and fatigue loading. The experimental study has allowed to identify the five stages until failure by analyzing the acoustic activity and the strain field. A FE model was developed based on elasto-plastic behavior for metallic parts and cohesive law (CZM) for the adhesive layer. The model was able to reproduce correctly the damage steps and predict the final strength. Furthermore, the impact of bonding defect on fatigue life and failure mode was also investigated.

The last chapter considers an experimental and numerical investigation on stiffened composite panel subject to in plane compression loading. The buckling and post buckling phases were characterized by the measurement of the out of plane deflection using DIC system and strain gage placed at different positions. The acoustic activity was registered, and the coordinates of AE hits were determined giving valuable information on damage location. The AE was also clustered according to unsupervised strategy which yielded to the presence of two classes of damage mechanisms. In addition, a FE model based on progressive damage analysis was developed. The model considers respectively: fiber failure, matrix cracking, fiber-matrix shearing and delamination. The comparison between experimental and numerical results show excellent agreement on buckling and failure load prediction. The damage position and sequences show also good matching for the most loading stage.

Keywords: Aerospace structures, damage tolerance, composite materials, progressive damage analysis (PFA), digital image correlation (DIC), acoustic emission (AE), guided waves.

Remerciements

Alors que cette thèse de doctorat touche à sa fin, je tiens à remercier toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de ce travail de recherche qu'ils trouvent ici le témoignage de ma sincère gratitude et vive reconnaissance.

J'aimerais commencer par exprimer ma profonde gratitude à mon directeur de recherche, M. Ahmed Maslouhi, pour le support constant qu'il a démontré tout au long de ce projet. Sa présence, sa patience, son écoute et sa capacité de motivation ont été grandement appréciées tout au long de ces années.

Je tiens aussi à exprimer ma reconnaissance à M. Patrice Masson de m'avoir accordé la chance d'intégrer ce projet de recherche, merci j'ai beaucoup appris.

Un grand merci également à M. Nicolas Quaegebeur, qui a su me supporter dans certains aspects de mon projet, particulièrement dans la mise en place de la partie de surveillance par ondes guidées ainsi que pour la caractérisation des structures par vibromètre laser.

Je tiens également à remercier les membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont manifesté pour ce travail de thèse. Je remercie le professeur Gabriel LaPlante de l'Université de Moncton et le professeur Anh Dung Ngô de l'École de Technologie Supérieure (ÉTS, Montréal) qui m'ont fait l'honneur d'avoir accepté de juger ce travail.

J'exprime aussi ma reconnaissance à tous les membres et aux équipes des projets de recherche CRIAQ DPHM501 et COMP407 auxquels j'ai participé. Merci, j'ai beaucoup appris de toutes les réunions qu'on a faites ensemble.

Mes remerciements vont également aux techniciens du département génie mécanique et plus particulièrement à Patrick Lévesque et Sébastien Harvey pour leur soutien technique durant la phase expérimentale de mon projet. J'aimerais remercier également Frédéric Turcotte et Marc Demers pour leur aide pour la réalisation de l'essai de flambage au laboratoire de structures du département génie civil.

J'adresse également mes remerciements à mes amis pour leur présence, leurs encouragements tout au long de cette thèse. Je remercie tout particulièrement mes collègues de laboratoire LAMCND que j'ai pu côtoyer tout au long de cette période, je pense, particulièrement à Charly Batigne, Jiaping Wu, Nassim Kanouni et Paul Braisaz.

Finalement, un merci spécial à mes parents, mon frère, ma sœur et toute ma famille qui m'ont toujours soutenu et encouragé tout au long de mon parcours académique.

TABLE DES MATIÈRES

RÉSUMÉ	II
ABSTRACT	IV
REMERCIEMENTS	V
1 INTRODUCTION	1
1.1 CONTEXTE ET CADRE GENERAL DU PROJET DOCTORAL	1
1.2 CONTEXTE INDUSTRIEL DU PROJET	2
1.3 OBJECTIFS, ORIGINALITÉS ET CONTRIBUTION SCIENTIFIQUE	4
1.4 ORGANISATION DE LA THESE	5
2 ÉTAT DE L'ART	7
2.1 INTRODUCTION	7
2.2 CONCEPT DE TOLERANCE AUX DOMMAGES APPLIQUE AUX STRUCTURES AERONAUTIQUES	7
2.2.1 Evolution historique du concept.....	7
2.2.2 Application aux structures métalliques.....	8
2.2.3 Application aux structures composites	10
2.3 IDENTIFICATION DES MODES D'ENDOMMAGEMENT DANS LES STRUCTURES AERONAUTIQUES..	11
2.3.1 Nature des dommages dans les structures métalliques	12
2.3.2 Caractérisation des modes d'endommagement dans les matériaux composites.....	14
2.3.2.1 Origines et mécanismes de développement d'endommagement dans les composites	14
2.3.2.2 Processus de formation d'endommagement sous un chargement de fatigue.....	16
2.3.2.3 Effet de l'endommagement sur la dégradation de la rigidité du matériau.....	18
2.3.3 Etude de l'endommagement dans les structures assemblées.....	20
2.3.3.1 Joints boulonnés ou rivetés.....	20
2.3.3.2 Endommagement dans les joints collés	22
2.3.4 Endommagement dans les structures aéronautiques munis de raidisseurs	25
2.3.5 Conclusions	30
2.4 TECHNIQUES DE CARACTERISATION NON DESTRUCTIVE ET DE SURVEILLANCE DE L'ENDOMMAGEMENT EN FATIGUE.....	31
2.4.1 Technique de surveillance des structures par émission acoustique (EA)	31
2.4.1.1 Présentation de la technique	31
2.4.1.2 Analyse des signaux acoustiques pour le suivi et l'identification de l'endommagement	32
2.4.2 Technique de corrélation d'image DIC	36
2.4.3 Technique de surveillance des dommages par l'utilisation des ondes guidées	38
2.5 MODELISATION NUMERIQUE DE L'ENDOMMAGEMENT DES MATERIAUX COMPOSITES.....	42
2.5.1 Introduction :	42
2.5.2 Approches énergétiques de modélisation	42
2.5.2.1 Présentation des modes de propagation.....	42
2.5.2.2 Critères de propagation du délaminage	44
2.5.2.3 Outils de simulation numérique de délaminage	45

2.5.3	Approches basées sur la mécanique d'endommagement : Analyse progressive d'endommagement (PFA)	49
2.5.3.1	Présentation de la technique d'endommagement progressif	49
2.5.3.2	Lois de dégradation du matériau	52
2.5.3.3	Extension des critères de rupture pour l'étude des problèmes de fatigue.....	53
2.6	CONCLUSIONS.....	53
3	METHODOLOGIE EXPERIMENTALE DE RECHERCHE	54
3.1	PRESENTATION DE LA METHODOLOGIE GENERALE	54
3.2	ORGANIGRAMME DE LA DEMARCHE DE RECHERCHE ET L'INTERACTION DES DIFFERENTS ELEMENTS.....	58
3.3	PRESENTATION DES EQUIPEMENTS DE SURVEILLANCE DEPLOYES.....	59
3.3.1	Acquisition et de traitement des signaux d'émission acoustique	59
3.3.2	Mesure de la déformée par la technique de corrélation d'image DIC	62
3.3.3	Surveillance par ondes guidées : système ultrasons à couplage à air (ACU).....	64
3.4	CONCLUSIONS.....	65
4	ÉTUDE COMPARATIVE D'UN DEFAUT ARTIFICIEL PAR RAPPORT A UNE FISSURE DE FATIGUE ET L'ETABLISSEMENT D'UNE APPROCHE DE DE SURVEILLANCE IN-SITU DANS DES STRUCTURES EN ALUMINIUM	67
4.1	INTRODUCTION	67
4.2	COMPARAISON DE LA REPONSE ULTRASONORE D'UN DEFAUT ARTIFICIEL PAR EDM ET D'UNE FISSURE DE FATIGUE	68
4.2.1	Mise en contexte de la problématique	68
4.2.2	Analyse de l'interaction des ondes guidées avec les défauts générés.....	69
4.2.2.1	Définition de la procédure analytique pour le traitement des signaux mesurés	69
4.2.2.2	Méthodologie de mesure des ondes guidées par vibromètre laser	70
4.2.2.3	Protocole de mesure par vibromètre laser	71
4.2.3	Protocole expérimental pour la génération d'endommagement	72
4.2.4	Analyse des résultats	73
4.2.4.1	Validation de la phase croissance d'une fissure en fatigue	73
4.2.4.2	Interaction des ondes guidées avec les discontinuités générées par fatigue et par EDM	75
4.2.4.3	Comparaison de la partie transmise du patron de dispersion	76
4.2.4.4	Analyse de la partie la partie réfléchi du patron de dispersion	78
4.2.4.2	Conclusions	79
4.3	SURVEILLANCE IN-SITU DE LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE	79
4.3.1	Présentation du dispositif expérimental.....	80
4.3.2	Analyse des résultats	82
4.3.2.1	Caractérisation de la phase de propagation	82
4.3.2.2	Analyse des résultats par Emission acoustique	83
4.3.2.3	Evaluation de la dégradation de la rigidité dans la zone de fissuration.....	84
4.3.2.4	Analyse des résultats de surveillance par ondes guidées.....	86
4.3.3	Conclusions	87

5	ARTICLE 1: ASSESSMENT OF THE EFFECT OF DELAMINATION FLAW ON FATIGUE DAMAGE DEVELOPMENT AND ON STIFFNESS VARIATION IN COMPOSITES USING COMPLEMENTARY MONITORING TECHNIQUES.....	89
5.1	ABSTRACT	91
5.2	INTRODUCTION	91
5.3	NUMERICAL INVESTIGATION ON STRESS DISTRIBUTION	95
5.4	TEST MATERIAL AND EXPERIMENTAL SETUP.....	98
5.4.1	Material definition.....	98
5.4.2	Experimental setup	99
5.4.3	Applied methodologies for damage monitoring.....	100
5.4.3.1	Air-coupled ultrasonic guided waves for fatigue damage assessment	100
5.4.3.2	Localization methodology of stress wave emission sources	102
5.4.3.3	Digital image correlation system.....	103
5.5	FATIGUE INVESTIGATION RESULTS.....	104
5.5.1	Study of the effect of the inserted defect on the fatigue life of the composite	104
5.5.2	Acoustic emission monitoring.....	106
5.5.3	Stiffness decrease during fatigue loading.....	109
5.5.4	Air-coupled ultrasonic guided waves monitoring	114
5.6	CONCLUSIONS.....	116
6	ARTICLE 2: IDENTIFICATION OF DAMAGE SCENARIOS IN HYBRID LAP JOINT USING MONITORING TOOLS AND FINITE ELEMENT MODELING UNDER STATIC AND FATIGUE LOADING.....	118
6.1	ABSTRACT	120
6.2	INTRODUCTION	120
6.3	TESTED MATERIALS AND EXPERIMENTAL SETUP	123
6.3.1	Specimen definition.....	123
6.3.2	Experimental setup and monitoring parameters	124
6.4	STATIC LOADING ANALYSIS OF THE HYBRID JOINT	125
6.4.1	Experimental results	125
6.4.2	Numerical investigation.....	131
6.4.2.1	Finite element model.....	131
6.4.2.2	Plastic deformation process of the rivets.....	135
6.4.2.3	Stress distribution along the bonded overlap zone	135
6.5	FATIGUE INVESTIGATION.....	137
6.5.1	Comparison of failure modes between the two specimens.....	137
6.5.2	Discussion of monitoring results	139
6.6	CONCLUSIONS.....	141
7	ARTICLE 3: EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF DAMAGE EVOLUTION IN CFRP STIFFENED PANEL IN POST-BUCKLING REGIME	143
7.1	ABSTRACT	145
7.2	INTRODUCTION.....	146
7.3	EXPERIMENTAL APPROACH	148

7.3.1	CFRP stiffened panel design	148
7.3.2	Experimental procedure.....	149
7.4	EXPERIMENTAL RESULTS.....	151
7.4.1	Acoustic emission analysis.....	153
7.5	FINITE ELEMENT MODELING.....	158
7.5.1	Progressive damage methodology and failure criteria definition	158
7.5.2	Finite element model	160
7.5.3	Experimental and numerical validation of the Buckling and post-buckling behavior	161
7.5.3.1	Global field comparison	161
7.5.3.2	Local field comparison.....	163
7.5.3.3	Progressive failure analysis	164
7.6	CONCLUSION	165
8	CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES	167
8.1	CONCLUSIONS.....	167
8.2	PERSPECTIVES	173
8.3	CONTRIBUTIONS SCIENTIFIQUES DU PROJET DE RECHERCHE	174
	ANNEXE	175
	REFERENCES	189

LISTE DES FIGURES

Figure 1-1: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A350 (Breuer 2016).....	2
Figure 1-2: Définition du concept de surveillance embarqué SHM (<i>FAST</i> 2014).....	3
Figure 2-1: Conception de tolérance à l'endommagement dans les structures métalliques (Breuer 2016). ..	9
Figure 2-2: Approche du concept tolérance aux dommages appliqués aux structures composites.....	10
Figure 2-3 : Comparaison de la sévérité de quelques types endommagements.	11
Figure 2-4: Distribution des chargements appliqués sur le fuselage d'un avion de ligne (Assler 2006).....	12
Figure 2-5: (a) Différents scénarios d'amorçage et de croissance (b) Les phases de propagation d'une fissure de fatigue.	13
Figure 2-6: Différents sites d'initiation de délaminage (Sridharan and de Moura 2008).....	15
Figure 2-7: Étapes de formation et de propagation d'un défaut de délaminage.....	16
Figure 2-8: Développement d'endommagement en fatigue : (a) séquence d'endommagement dans un laminié unidirectionnel UD (b) évolution de la quantité d'endommagement (Harris 2003).	17
Figure 2-9: Schématisation du développement des dommages dans un matériau composite tissé sous un chargement de fatigue.	18
Figure 2-10: Chute du module de rigidité et accumulation d'endommagement en fatigue.	19
Figure 2-11: Les modes et le comportement à la rupture dans les joints à fixation (Hart-Smith 2004).....	21
Figure 2-12: Distribution des contraintes et les types de rupture observés dans un joint collé.....	22
Figure 2-13: (a)- Modes de rupture dans les joints collés (D5573-99 2012) (b)-les étapes de réponse d'un joint collé.....	25
Figure 2-14: Flambage du fuselage en service.....	26
Figure 2-15 : Présentation des différentes étapes de décollement entre la peau et le raidisseur dans une structure raidie (Meeks, Greenhalgh, and Falzon 2005).	28
Figure 2-16: Mesure de la réponse en post-flambage d'un panneau à raidisseurs par la technique de corrélation d'image DIC (Mo, Ge, and Zhou 2015).....	29
Figure 2-17: Chaîne d'acquisition d'un système d'émission acoustique.....	32
Figure 2-18: Paramètres d'un salve d'émission acoustique.	33
Figure 2-19: Principe de localisation linéaire d'une source d'EA.....	36
Figure 2-20: Principe de calcul par corrélation d'image.....	37
Figure 2-21: Propagation des ondes de Lamb : (a) mode symétrique, (b) mode antisymétrique.....	38
Figure 2-22: illustration de la mise en place d'une stratégie de surveillance SHM par ondes guidées.....	39
Figure 2-23: (a) Evolution du carré de la vitesse de l'onde et la rigidité en fonction de la durée de vie en fatigue-(b) Effet de la densité des fissures matricielles transverses sur la vitesse de propagation des ondes de Lamb.....	40
Figure 2-24: 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 (Fang et al. 2017).....	41
Figure 2-25 : Modes élémentaires de rupture.....	42
Figure 2-26- Critère de délaminage en mode mixte (Sridharan and de Moura 2008).....	43
Figure 2-27: Comparaison des taux de restitution d'énergie critique pour différents matériaux composites.....	44
Figure 2-28 : calcul de la VCCT pour un élément quadratique (Krueger 2004).....	46

Figure 2-29 : processus de dégradation d'une zone cohésive selon une loi bilinéaire (Khoramishad et al. 2010).....	48
Figure 2-30: Organigramme du modèle d'endommagement progressif.....	50
Figure 3-1 : réponse fréquentielle des capteurs EA ("Physical Acoustics Corporation." 2019).....	59
Figure 3-2 : Principe de détermination de la localisation d'une source d'EA.....	62
Figure 3-3: Système de corrélation d'image VIC3D.	63
Figure 3-4: Illustration de la chaîne d'acquisition : réglage des paramètres d'acquisitions ultrasonores. ..	65
Figure 4-1 : Comparaison entre (a) une fissure en service, (b) une fissure générée par fatigue, (c) un défaut artificiel usiné par EDM (Kempainen et al. 2003).	68
Figure 4-2 : Vibromètre laser PSV-500-3D - Structure de la pince piézo-céramique.....	71
Figure 4-3: Définition des paramètres de mesure.....	71
Figure 4-4 : Illustration de la mesure ultrasonore par vibromètre laser.	72
Figure 4-5: (a) détails géométriques des plaques usinées -(b) Montage expérimental.....	73
Figure 4-6 : (a) Mesures expérimentales de la taille de fissure (b) Comparaison entre mesures expérimentales de propagation et le modèle NASGRO.	74
Figure 4-7: Comparaison entre une fissure artificielle (EDM) et une fissure de fatigue de 25.4mm.....	74
Figure 4-8: Patrons de dispersion obtenus parallèlement à la fissure.....	75
Figure 4-9: Comparaison des patrons de dispersion pour (a) différentes tailles de fissure (b) différentes valeurs de fréquences.	77
Figure 4-10: Effet de la variation de l'angle d'incidence sur le patron de dispersion.....	77
Figure 4-11: Digramme de dispersion obtenue pour une longueur d'onde est égal à la taille de la fissure. 78	
Figure 4-12: Présentation de la structure à tester : plaque avec ligne de rivets.....	81
Figure 4-13: Présentation du dispositif expérimental avec les trois techniques de surveillance (EA, DIC et ACU).	82
Figure 4-14: Mesure de la taille de fissure durant l'essai de fatigue.....	83
Figure 4-15: Évolution de l'activité acoustique.	84
Figure 4-16: Évolution du champ de déplacement et de déformation générés par la propagation de la fissure.	85
Figure 4-17: Évolution de la déformation et la perte de rigidité en fonction de la taille de la fissure.	85
Figure 4-18: Évolution de l'indice d'endommagement par ondes ultrasonores.	87
Figure 5-1: Schematic representation of damage growth in woven-fabric composites during fatigue.	93
Figure 5-2 : FE model details : (a) Global FE model, (b) Fractography of the Teflon insert (c) FE mesh refinement around the defect.	96
Figure 5-3 : Stress distribution calculated at the edges of the defect: (a) schematic details of the specimen and location of the flaw inside the composite (b) Normal stress S_z (c) shear stress S_{xz}	97
Figure 5-4 : Normal and shear stresses through the thickness of the specimen: (a) bottom side, (b) left side, (c) top side and (d) right side of the inserted flaw.....	98
Figure 5-5: Specimen geometry and definition of the inspection zone.....	99
Figure 5-6: Experimental testing and monitoring setup.....	100
Figure 5-7: Air-coupled ultrasound acquisition chain.....	101
Figure 5-8 : Principe of planar localization algorithm using four AE sensors.....	103
Figure 5-9: Typical failure modes observed for: No-Flaw-Specimen NFS1 (left) and With-Flaw-Specimen WFS1 (right).....	105
Figure 5-10: C-scan result (a) and through thickness X-ray analysis results (b).....	106

Figure 5-11: Cumulative counts for No-Flaw Specimens (NFS).....	107
Figure 5-12: Cumulative counts for With-Flaw Specimens (WFS).....	108
Figure 5-13: Location of emitted AE events for NFS over 20%, 50% and 100% of the fatigue life.	108
Figure 5-14: Location of emitted AE events for WFS1 over 20%, 50% and 100% of the fatigue life.	109
Figure 5-15: Normalized stiffness degradation of NFS over the normalized fatigue life	110
Figure 5-16: Normalized stiffness degradation of WFS over the normalized fatigue life.	110
Figure 5-17: Evolution of the longitudinal strain field over the normalized fatigue life.	112
Figure 5-18: Comparison of the average longitudinal strain field between global and flaw zone over the normalized fatigue life.....	112
Figure 5-19: Normalized stiffness degradation on flaw area over normalized fatigue life.	113
Figure 5-20: Out-of-plane displacement measured by the DIC.	113
Figure 5-21: Wave velocity decay over normalized fatigue life for NFS.	115
Figure 5-22: Wave velocity decay over normalized fatigue life for WFS.	115
Figure 6-1: Schematic view of the hybrid joint with the inserted flaw.	123
Figure 6-2: (a) Experimental stand with the 3D DIC system, (b) hybrid joint specimen with AE monitoring.	125
Figure 6-3: Load-displacement curve and AE cumulative counts distribution.	126
Figure 6-4: Evolution of AE parameters vs. applied displacement.	127
Figure 6-5: Displacement field measured at different life stages: (a) 4.1 kN, (b) 12.5 kN , (c) 18.3 kN..	129
Figure 6-6: Strain field measured at different life stages: (a) 4.1 kN, (b) 12.5 kN, (c) 18.3 kN.	129
Figure 6-7: Clearance measurement by the DIC at the overlap board.	130
Figure 6-8: Longitudinal strain distribution measured at different loadings along vertical cross sections.	130
Figure 6-9: (a) Three-dimensional FE model, (b) mesh details on the overlap.....	132
Figure 6-10: Bilinear cohesive law.....	132
Figure 6-11: Comparison between FE and experimental joint responses.	134
Figure 6-12: Out-of-plane displacement at the maximum applied load, from FE model.....	134
Figure 6-13: Von Mises stress field (MPa) at the end of the test.	135
Figure 6-14: Peel stress distributions at the different planes in the joint's height.....	136
Figure 6-15: Shear stress distributions at the different planes in the joint's height.	137
Figure 6-16: Failure modes: (a) fatigue crack in NDJ and (b) surface disbond in WDJ.	139
Figure 6-17: Cumulative AE activity detected during the fatigue test for NDJ and WDJ.	140
Figure 6-18: Last two strain fields measured before to failure for (a) NDJ and (b) WDJ.....	141
Figure 7-1. (a) Geometries and dimensions of two-hat stringers panel, (b) panel fixation.	148
Figure 7-2: Experimental setup	150
Figure 7-3. (a) Speckle pattern application on the both sides of the panel, (b) strain gages and EA sensors position.	151
Figure 7-4: Load-displacement response.....	152
Figure 7-5: Final failure mode.....	153
Figure 7-6: AE counts versus applied load.....	155
Figure 7-7: AE features: cumulative energy and amplitude.....	155
Figure 7-8: AE event locations at (a) 43kN, (b) 150kN, and (c) at failure.....	156
Figure 7-9: AE clustering results: (a) cumulate AE counts, (b) rise-time versus peak frequency.	158
Figure 7-10: Mesh used in the FE model.	161

Figure 7-11: Comparison of load vs displacement between FE and experimental results. 162
Figure 7-12: Experimental and numerical out-of-plane displacement field. 163
Figure 7-13: Load vs. strain curves: (a) in the skin, (b) in the flange, (c) in the web. 164
Figure 7-14. FE post-buckling progressive failure map at 178KN: (a) fiber breakage, (b) matrix cracking,
and (c) delamination. 165

LISTE DES TABLEAUX

Table 2-1: Analyse statistique des modes de rupture (Wanhill, Barter, and Molent 2014).....	13
Table 2-2: Modèles analytiques de propagation d’une fissure de fatigue	14
Table 2-3: Synthèse des amplitudes des signaux acoustiques pour diffèrent mode rupture.....	34
Table 2-4: Synthèse des fréquences des signaux acoustiques pour différents modes rupture.....	34
Table 2-5: Critères de rupture d'Hashin.....	52
Table 2-6: Lois de dégradation.....	52
Table 3-1: synthese des structures et des conditions de test.....	57
Table 3-2: Paramètres d’acquisition pour le système d’émission acoustique	60
Table 3-3: Identification de la zone de mesure par DIC.....	63
Table 5-1: Summary of experimental fatigue life for NFS and WFS	104
Table 6-1: Mechanical properties of hybrid joint components.....	124
Table 6-2 : Summary of the failure modes and the number of cycles to failure obtained experimentally for the five specimens.	138
Table 7-1. Mechanical properties of carbon–epoxy composite laminate (Cyttec HTS 977-2)	149
Table 7-2: slope curve values for the different loading steps.....	153
Table 7-3: Chang-Chang modified failure criteria	159
Table 7-4: Degradation rules for the different failure modes (Olmedo and Santiuste 2012)	160

Liste des acronymes

ACU	Air-coupled ultrasound
BVID	Barely visible impact damage
CDS	Characteristic damage state
CFRP	Carbon fiber reinforced polymer
CND	Contrôle non destructif
CRIAQ	Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatiale au Québec
CZM	Cohesive zone model
DCB	Double cantilever beam
DIC	Digital image correlation (Corrélation d'image numérique)
AE/ EA	Acoustic Emission (Émission acoustique)
EDM	Electrical discharge machining
FE	Finite Element
GAO	Government accountability office
G_c	Taux de restitution de l'énergie de déformation (Strain Energy Release Rate)
<i>HDT</i>	Hit definition time
<i>HLT</i>	Hit lock-out time
MITACS	Mathematics of Information Technology and Complex Systems
MMB	Mixed mode bending
MTS	Mechanical testing machine
NDT	Nondestructive testing
NFS	No flaw specimen
NSERC	Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada
PAC	Physical acoustics system
<i>PDT</i>	Peak definition time
<i>PFA</i>	Progressive failure analysis
PSE	Principal structure element
PZT	Piezoelectric transducer
SERR	Strain Energy Release Rate (Taux de restitution de l'énergie de déformation)
SG	Strain gauge
SHM	Structural health monitoring
TOA	Time of Arrival (Temps d'arrivée)
UTS	Ultimate tensile strength
VCCT	Virtual crack closure technique
WDS	Wide band sensor
WFS	With flaw specimen

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

1.1 Contexte et cadre général du projet doctoral

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. Dans ce contexte, l'industrie aéronautique doit s'adapter et constamment innover pour satisfaire les exigences multiples de ce secteur. Il faut dire qu'en plus des réglementations imposées par les organismes de certification en termes de sécurité et de rejets à effet de serre s'ajoutent celles fixées par les compagnies aériennes, toujours à la recherche d'appareils plus compétitifs tant au niveau de la fiabilité que du coût de service (consommation de carburant, maintenance, etc.). En parallèle, durant ces trois dernières décennies, une vraie transition est en marche avec l'introduction des matériaux composites. Aujourd'hui, l'utilisation des matériaux composites n'est plus limitée à des structures secondaires, mais gagne de nombreuses structures primaires, telles que le fuselage, le caisson central, les ailes, le gouvernail (Figure 1-1). Récemment Boeing a présenté le 787 Dreamliner, premier gros porteur construit majoritairement en matériaux composites : ils représentent 50% du poids de l'appareil (hors moteur). Juste après, Airbus a dévoilé l'A350, un avion de ligne construit avec 55% de matériaux composites. Avec son nouveau programme C-Series (actuel A220), le constructeur Canadien Bombardier/ Airbus promet une réduction du poids et une consommation 20% plus faible par rapport aux modèles concurrents du secteur.

Face à la cadence accélérée de cette transition, de nombreuses craintes ont été soulevées. L'organisme de surveillance américain (GAO) a émis un rapport dans lequel il met en garde contre l'introduction massive des matériaux composites et le manque de maturité de cette technologie ("www.1001crash.com" 2011). En effet, 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 sur lequel le rapport du GAO met en garde, 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 avec ce type de matériaux ce qui augmente les risques de dommage accidentel.

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

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.

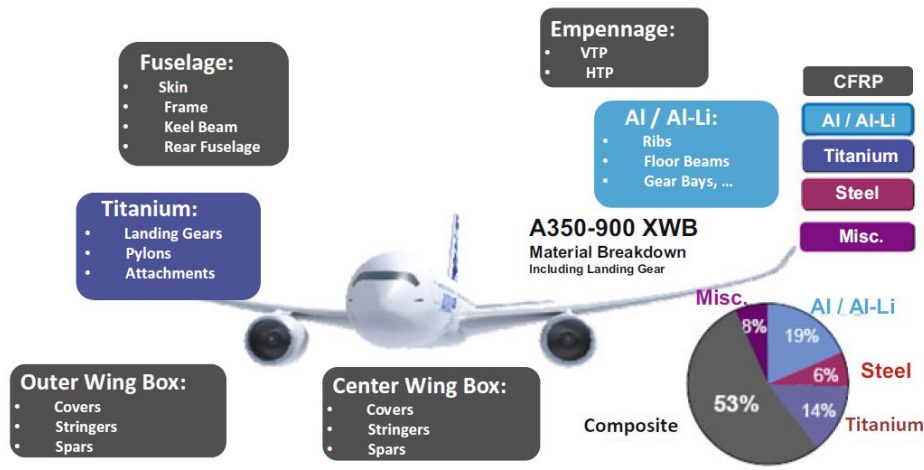


Figure 1-1: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A350 (Breuer 2016).

1.2 Contexte industriel du projet

Dans le cadre d'un intérêt particulier porté à l'utilisation d'ondes guidées pour le développement de techniques d'inspection embarquées SHM (Structural Health Monitoring) appliquées à des appareils aéronautiques, le projet CRIAQ DPHM501 a été lancé en partenariat avec plusieurs groupes de recherche universitaires et gouvernementaux (Université de Sherbrooke, ETS, McGill, KAIST, NRS, CRIAQ, MITACS, et le Centre Technologique en Aérospatiale CTA), conjointement avec la participation de deux partenaires industriels Bombardier aéronautique et L-3 MAS. L'objectif de ce projet est de rapprocher l'expertise des différents intervenants pour développer les connaissances nécessaires à la mise en œuvre d'un système de surveillance intégré SHM.

Il faut dire que, durant ces dernières années, une importance particulière a été accordée à la surveillance de l'état de santé des structures, vu le grand potentiel que présente cette technologie par rapport aux méthodes d'inspection classiques. Être capable de surveiller en permanence les structures primaires aéronautiques PSE (Principal Structural Elements) et détecter la formation des dommages permet de limiter le temps et le coût des opérations de maintenance, de diminuer le temps d'immobilisation des appareils et d'assurer une meilleure gestion de la flotte (Figure 1-2).

Cet intérêt économique explique la motivation des industriels et leur volonté à mettre en pratique cette nouvelle technologie à court terme. Toutefois la validation de cette nouvelle technologie requiert une connaissance approfondie des modes d'endommagement qui peuvent se développer en service.

Le projet CRIAQ DPHM 501, vise à caractériser l'interaction des ondes guidées ultrasonores utilisées pour l'inspection des structures avec les différentes formes géométriques et les endommagements présents. L'objectif de ce projet est de bâtir une base de données qui sera utilisée par la suite comme référence pour bien choisir et implanter des systèmes de surveillance embarquée SHM. L'ensemble des structures à étudier a été défini à partir des manuels et des rapports d'inspection fournis par nos partenaires industriels. Des modèles d'éléments de structure simplifiés, mais représentatifs, ont été conçus puis fabriqués.

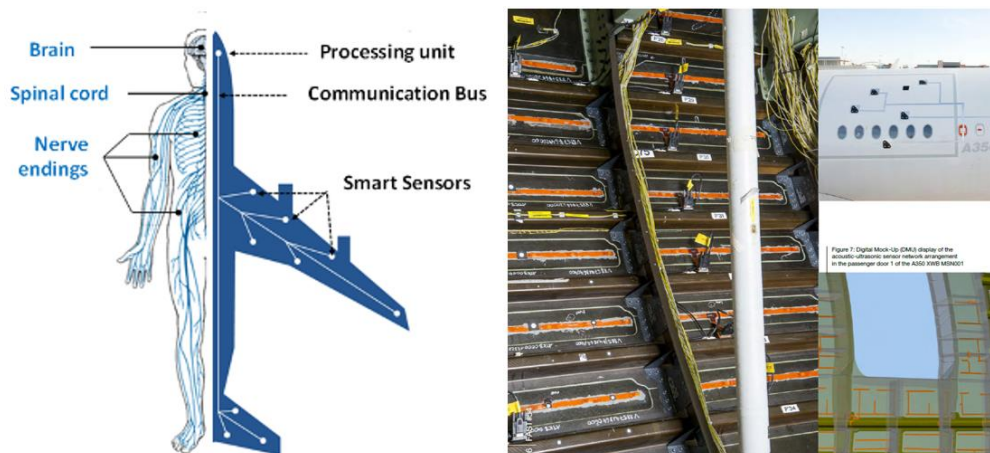


Figure 1-2: Définition du concept de surveillance embarquée SHM (FAST 2014).

En plus de la représentativité structurale, la caractérisation de l'interaction des ondes guidées avec les défauts requiert que ces derniers soient représentatifs des vrais défauts en service. Ceci implique la mise en œuvre d'une stratégie pour la génération des dommages réels appropriés à chaque structure à étudier. En effet, ce projet de doctorat s'inscrit particulièrement autour de cet axe-là dédié à l'identification et la génération de l'endommagement dans les structures aéronautiques, tout en permettant de caractériser l'effet de ces défauts sur l'intégrité de ces structures par différentes techniques de surveillance telles que l'émission acoustique, la corrélation d'image et les ondes guidées par ultrasonores.

1.3 Objectifs, originalités et contribution scientifique

L'objectif principal de ce travail de recherche consiste à développer des stratégies expérimentales et des modèles analytiques et numériques afin de générer divers types d'endommagement dans des structures aéronautiques choisies en fonction de leur complexité géométrique et d'évaluer leurs effets sur les propriétés mécaniques et sur la durabilité.

Ce travail est structuré selon quatre objectifs spécifiques :

- Identifier le type de dommage à générer dans les structures définies par le projet et proposer une approche pour comparer la représentativité d'un défaut artificiel par EDM (Electrical Discharge Machining) à une fissure de fatigue, vis-à-vis de leur réponse ultrasonore obtenue par ondes guidées.
- Mettre en place une approche expérimentale pour le suivi de l'endommagement en fatigue capable de détecter l'initiation et suivre la propagation.
- Évaluer l'impact d'un dommage ou d'un défaut de fabrication sur l'intégrité de la structure et définir des indicateurs de santé capables de rapporter l'état d'endommagement et de prédire la durée de vie.
- Développer des modèles numériques par éléments finis intégrant des lois d'endommagement capables de modéliser le comportement des structures étudiées jusqu'à la rupture.

Les contributions principales de cette thèse peuvent se résumer en trois principaux points. Le premier est d'apporter une réponse au questionnement concernant la représentativité d'un défaut artificiel par rapport à une fissure de fatigue vis-à-vis leurs réponses ultrasonores obtenues par ondes guidées.

En second lieu, les études réalisées sur la génération d'endommagement appliquées à des structures de type aéronautique sous chargements de fatigue avec des mesures synchronisées par trois techniques de surveillance complémentaires. L'approche expérimentale proposée a permis une caractérisation à la fois microscopique et macroscopique de la formation d'endommagement. Elle a aussi contribué à mieux comprendre le comportement et l'impact des défauts de fabrication sur la formation d'endommagement, la perte de rigidité et la durée de vie en fatigue.

Finalement, cette thèse a permis aussi de développer des modèles de simulation numériques pour modéliser le comportement à la rupture appliqué à l'étude d'un panneau à raidisseurs et d'un joint hybride. Les modèles proposés intègrent des lois d'endommagement pouvant prédire les modes de défaillance et reproduire les mécanismes d'endommagement impliqués dans le processus de rupture.

1.4 Organisation de la thèse

Ce rapport de thèse est organisé comme suit : la première partie est consacrée à l'étude bibliographique dans laquelle une revue des modes et des mécanismes d'endommagement appliqué à des configurations typiques de structures aéronautiques. Elle est suivie par une exposition des techniques de surveillance telle que l'émission acoustique (EA), la corrélation d'image (DIC) et l'inspection par ondes guidées ultrasonores. Finalement, les principaux concepts de modélisation numérique appliqués à l'endommagement des matériaux composites sont discutés.

Le troisième chapitre expose la méthodologie générale suivie dans ce travail et expose l'intégration des différents éléments dans le projet de recherche. Ce chapitre synthétise aussi les différentes structures étudiées ainsi que les trois techniques de surveillance utilisées. Les dispositions ainsi que les paramètres de mesure sont aussi présentés.

Le quatrième chapitre est consacré à l'étude de la propagation des fissures de fatigue dans des structures en aluminium. Dans le premier volet de ce chapitre, une comparaison a été menée pour comparer la réponse d'un défaut artificiel simulé par une encoche par EDM et d'une fissure réelle de fatigue mesurée par vibromètre laser et présentée sous forme de patron de dispersion. Ces résultats ont permis de juger la représentativité de ces deux défauts et d'identifier les paramètres optimaux pour leur détection. Le deuxième volet du chapitre utilise ces paramètres pour mettre en place une approche d'inspection « in situ » qui assure le suivi de la propagation de la fissuration en fatigue par la mesure de l'activité acoustique, la chute de la rigidité et de l'amplitude des ondes guidées corrélés à la taille de fissure.

Le cinquième chapitre présente un premier article intitulé « *Assessment of the effect of delamination flaw on fatigue damage development and on stiffness variation in composites using complementary monitoring techniques* ». Dans cet article on s'est intéressé à l'évaluation de l'impact d'un défaut

de fabrication sur la formation de l'endommagement dans un matériau composite soumis à un chargement de fatigue. Cette étude est menée sur des plaques en fibres de carbone d'architecture tissée avec et sans défaut inséré et s'appuyait sur la même approche de surveillance développée précédemment. L'évolution de la rigidité et de l'activité acoustique localisée ont été reportés jusqu'à la rupture permettant de retracer la séquence d'endommagement. De plus, la chute de la vitesse de propagation des ondes guidées a été mesurée et corrélée à la perte de rigidité.

Le sixième chapitre présente le deuxième article intitulé « *Identification of damage scenarios in hybrid lap joint using monitoring tools and finite element modeling under static and fatigue loading* ». L'article est consacré à l'étude du comportement d'un joint hybride représentant le bord d'attaque d'une aile d'avion fabriqué en aluminium-titane et en composite. Ce joint à recouvrement assemblé par rivetage d'un côté et par collage de l'autre a été testé avec surveillance en statique puis en fatigue permettant d'identifier les phases de rupture mises en jeu. L'effet d'un défaut de collage sur la durée de vie et le mode de rupture en fatigue a été aussi investigué. De plus, un modèle numérique par éléments finis a été mis au point afin de prédire le comportement mécanique de cette structure.

Le septième chapitre présente le troisième article intitulé « *Experimental and numerical investigation of damage evolution in CFRP stiffened panel in post-buckling regime* ». Dans cet article on a étudié le comportement en post flambage d'un panneau à raidisseurs fabriqué en fibre de carbone et soumis un chargement de compression. Une étude expérimentale a été menée par DIC et EA permettant de mesurer les déformées de ce panneau et d'identifier le mode de rupture. Par la suite, un modèle par éléments finis a été développé. Ce modèle repose sur un algorithme d'endommagement progressif où des critères de rupture sont examinés donnant lieu à une dégradation graduelle de la matrice de rigidité ce qui a permis de bien corrélérer le comportement en post flambage.

Finalement, une conclusion générale est présentée dans le huitième chapitre suivi par une liste de perspectives afin d'améliorer et compléter ce travail de recherche.

CHAPITRE 2

État de l'art

2.1 Introduction

Ce chapitre présente une revue de la littérature traitant des principales notions nécessaires à ce travail de recherche. Cette revue bibliographique est organisée en trois parties : la première est consacrée à l'introduction du concept de tolérance à l'endommagement et à l'identification des modes de défaillances dans des configurations typiques métalliques et composites. La seconde partie, quant à elle, s'intéresse aux techniques pour le monitoring de l'endommagement en fatigue. Des techniques telles que l'émission acoustique (EA), la corrélation d'image DIC, et l'inspection ultrasonore y sont détaillées. La dernière partie de cette revue est consacrée à la présentation des outils de modélisation par éléments finis appliqués à la simulation d'endommagement dans les matériaux composites.

2.2 Concept de tolérance aux dommages appliqué aux structures aéronautiques

2.2.1 Evolution historique du concept

Les approches adoptées pour la conception des structures aéronautiques ont beaucoup progressé au fil des ans, grâce aux retours d'expériences et aux conclusions tirées des précédents échecs qui ont accompagné le développement de l'aviation civile et militaire. Le premier concept à être adopté par les autorités aériennes était le concept « SAFE LIFE ». Appliqué à une pièce mécanique, cette méthodologie omet la phase de fatigue et suppose que cette dernière est exempte de défaut durant sa période d'exploitation. Le SAFE LIFE ou « durée de vie sûre » adopte un critère très sévère qui propose de retirer et de changer la pièce dès la fin de la période pour laquelle elle a été conçue même si cette dernière ne présentait aucun signe de défaillance. Aujourd'hui, ce concept n'est appliqué qu'à un nombre très limité de pièces dont le comportement ne tolère aucune prise de risque tel que le train d'atterrissage. Pour tenir compte du comportement en fatigue le concept «

FAIL SAFE » ou « chemin multiple d'efforts » a été proposé (Jaap Schijve 2009). Ce concept se base sur une redondance structurale où certaines composantes sont dupliquées de telle sorte que lorsqu'un élément est endommagé, le reste des éléments continue à supporter les charges appliquées jusqu'à intervention. Ainsi, les conséquences d'une défaillance sont limitées et la résistance résiduelle est maintenue pour garantir l'intégrité de la structure. Seules certaines pièces sont adéquates pour appliquer ce concept, par exemple les attaches des structures principales qui se trouvent au niveau des ailes ou du stabilisateur.

À la suite d'une série d'incidents liés à la propagation de fissure de fatigue, 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. 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 autres dommages accidentel qui peut se produire en service, jusqu'à ce que ce défaut soit détecté et réparé.

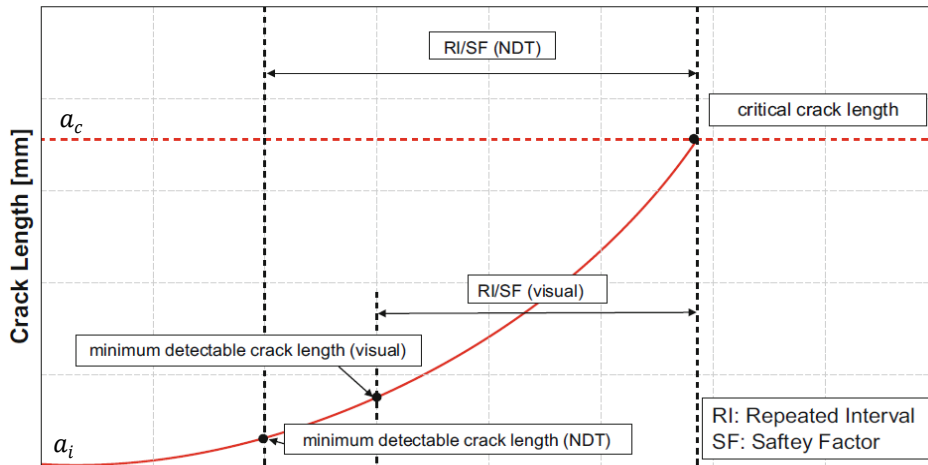
La philosophie de tolérance à l'endommagement se base sur trois principaux points :

- 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.

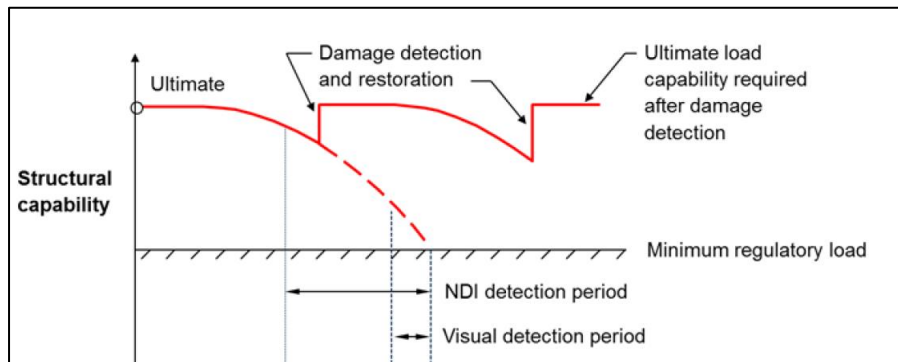
2.2.2 Application aux structures métalliques

Pour les matériaux métalliques, ce concept se base sur les notions de la mécanique de la rupture qui suppose que toute pièce est le site d'un défaut initial de taille minimale (a_i) et qui, sous chargement de fatigue, se propage jusqu'à atteindre sa valeur critique (a_c), causant ainsi la rupture

complète de la pièce. La tolérance aux dommages tire profit de la phase de propagation stable pour prolonger la durée de vie en service. Cette phase peut être décrite par des modèles analytiques de propagation, permettant de prévoir l'évolution de la taille de fissure en fonction de la durée de vie et ce pour un chargement donné. Connaître la loi de propagation d'une façon précise permet la mise en place d'un programme d'inspection adéquat et d'assurer que la fissure soit détectée avant qu'elle n'atteigne sa taille critique.



(a)



(b)

Figure 2-1: Conception de tolérance à l'endommagement dans les structures métalliques (Breuer 2016).

La Figure 2-1 (b) présente l'évolution de la résistance résiduelle en fonction de la taille de fissure. On observe que la résistance est peu affectée durant la première phase à cause de la taille de la fissure et de sa faible vitesse de propagation. Après un certain nombre de cycles la résistance commence à diminuer progressivement, cette chute suit une évolution proportionnelle à la taille de

fissure qui s'accélère à la fin jusqu'à atteindre la valeur critique définie par rapport à la résistance résiduelle minimale requise.

2.2.3 Application aux structures composites

Contrairement aux matériaux métalliques, la mise en œuvre d'une procédure de tolérance aux dommages pour les matériaux composites est plus complexe. Cette difficulté vient de la nature anisotrope et fragile de ces matériaux, ainsi qu'à la variété des mécanismes de rupture. Tous ces facteurs rendent laborieux l'établissement d'un modèle général capable de décrire le comportement de telles structures en fatigue.

Les approches actuelles de tolérance aux dommages sont généralement semi-empiriques et reposent principalement sur des démarches itératives (Newaz and Sierakowski 1995). Fréquemment, il s'agit d'évaluer les paramètres résiduels à la suite d'un scénario d'endommagement donné. L'approche définit deux chargements de référence : la contrainte ultime UL (Ultimate Load), qui correspond au seuil que ne doit jamais atteindre une perte de résistance causée par un défaut non visible. Seuls les défauts visibles peuvent générer une dégradation au-dessous d'UL mais sans jamais atteindre la résistance limite LL (Limit Load). La Figure 2-2 illustre ces chargements limites en fonction de la sévérité des dommages pour des structures composites.

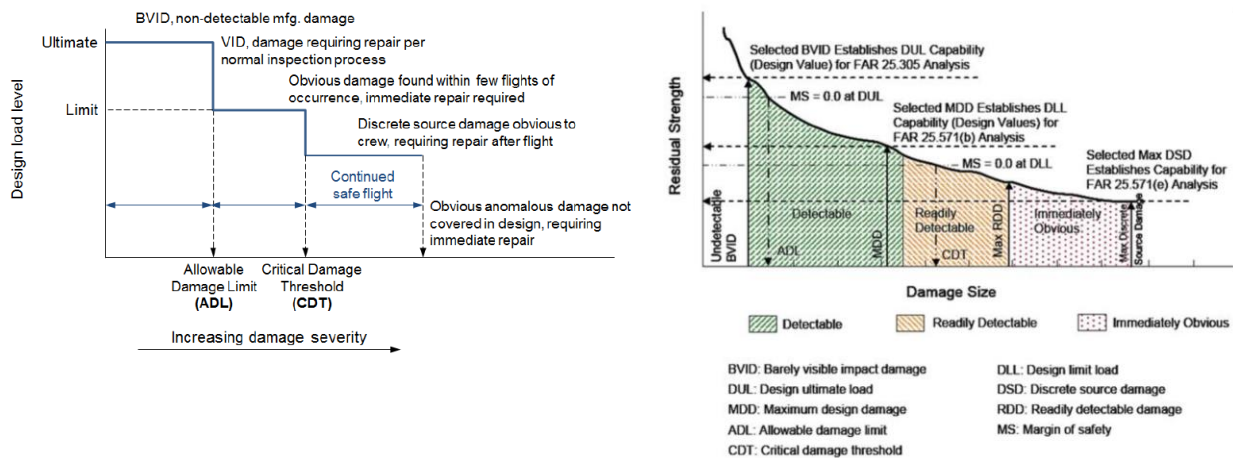


Figure 2-2: Approche du concept tolérance aux dommages appliqués aux structures composites.

La sévérité de plusieurs types d'endommagements a été comparée dans une étude menée par Ratwani (Ratwani 2012) pour des pièces en composites. Les résultats présentés dans la Figure 2-3 montre la perte de résistance en compression d'une structure endommagée par rapport à une

structure saine en fonction de la taille du défaut considérée. On observe que pour des faibles dimensions d'endommagement (<10mm), la dégradation est négligeable et le matériau garde pratiquement sa résistance initiale. Au-delà de cette valeur, la contribution propre de chaque défaut est beaucoup plus nette. À titre d'exemple, la perte générée par un défaut de délaminage de 45 mm ou par un taux de porosité est équivalente à un trou de diamètre 6.4 mm soit environ 20% de perte de résistance du matériau sollicité en compression.

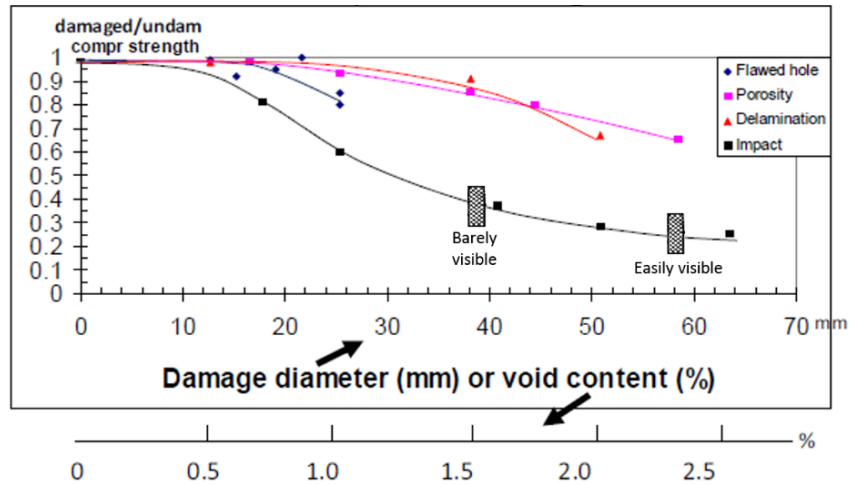


Figure 2-3 : Comparaison de la sévérité de quelques types endommagements.

Les résultats soulignent qu'un défaut d'impact à peine visible (BVID) peut atteindre 50% de perte de résistance alors qu'elle dépasse les 75% pour des défauts bien visibles. Cette observation illustre le risque que présente ce type d'endommagement sur l'intégrité de la structure et explique son utilisation fréquente pour la mise en place d'une approche de tolérance à l'endommagement.

2.3 Identification des modes d'endommagement dans les structures aéronautiques

Durant leur service, les structures aéronautiques sont soumises à un ensemble de sollicitations de natures différentes : mécaniques, thermiques et aérodynamiques (Figure 2-4) qui contribuent, en fonction du temps, à l'apparition de l'endommagement. Plusieurs scénarios de rupture peuvent surgir dépendamment du type de structure, du matériau et de la nature du chargement appliqué. Ainsi, il est primordial d'identifier ces défauts, de comprendre leurs modes de développement et de connaître leur impact sur l'intégrité de la structure.

Dans la suite de cette section, une revue des principaux modes d'endommagement observés dans des structures aéronautiques est présentée.

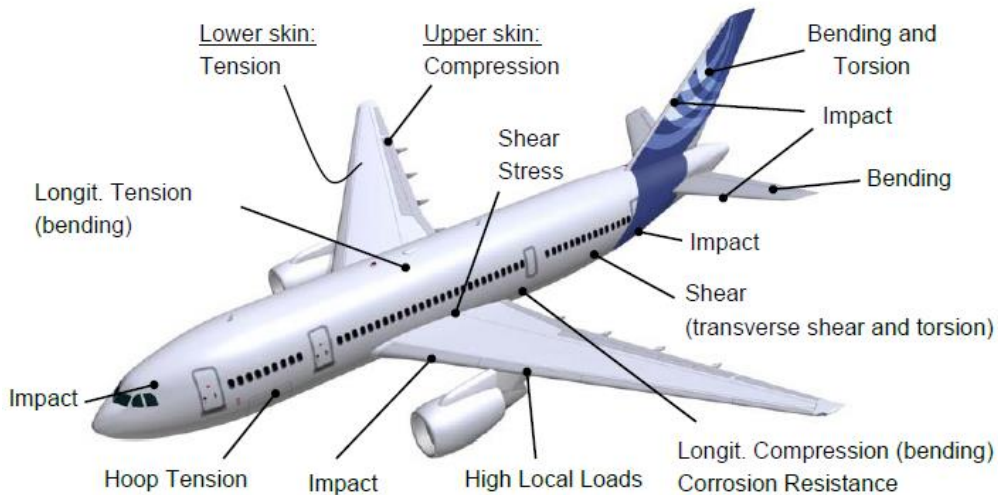


Figure 2-4: Distribution des chargements appliqués sur le fuselage d'un avion de ligne (Assler 2006).

2.3.1 Nature des dommages dans les structures métalliques

Les études statistiques sur l'occurrence des modes de défaillance observés en service révèlent que la fatigue est la cause principale à l'origine de la rupture des structures métalliques (Tavares and de Castro 2018). D'après le tableau 2-1 issu des travaux de Brooks (Brooks and Choudhury 2002) et de Findlay (Findlay and Harrison 2002), la rupture par fissure de fatigue présente plus de 55% des cas recensés. 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.

Table 2-1: Analyse statistique des modes de rupture (Wanhill, Barter, and Molent 2014)

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 (Figure 2-5a). 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).

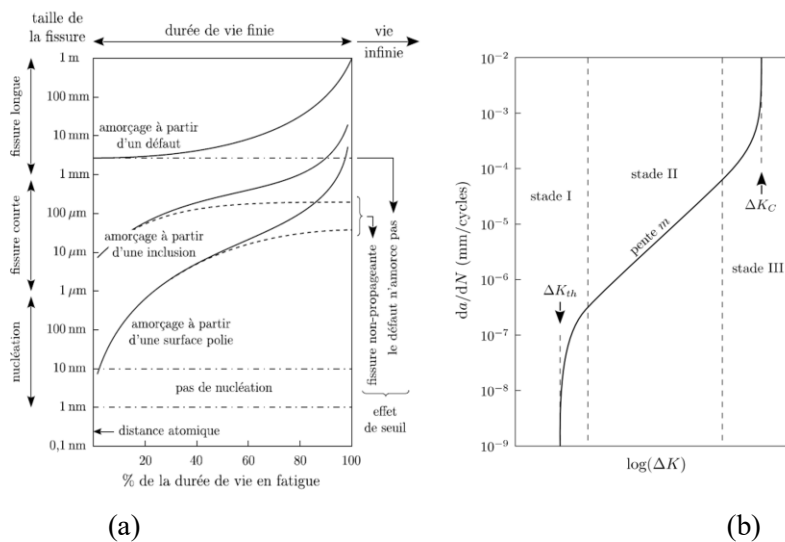


Figure 2-5: (a) Différents scénarios d'amorçage et de croissance (b) Les phases de propagation d'une fissure de fatigue.

Dans la littérature, on trouve plusieurs modèles analytiques pour décrire la phase de propagation. Ces modèles relient la vitesse de propagation de la fissure au nombre de cycle exprimé par $\frac{da}{dN}$ au facteur d'intensité de contrainte K . Le tableau 2-2 recense les lois de propagation les plus répandus. Le lecteur pourra se référer à la référence (Beden, Abdullah, and Ariffin 2009) pour une liste exhaustive des modèles proposés.

Table 2-2: Modèles analytiques de propagation d'une fissure de fatigue

Modèles	Paramètres
Loi de Paris (Paris and Erdogan 1963) $\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad (2.1)$	C, m : constantes empiriques.
Equation de Walker (Walker and Beevers 1979) $\frac{da}{dN} = C [K_{max}(1 - R)^m]^n \quad (2.2)$	C, m, n : constantes empiriques.
Equation de Forman (Forman, Kearney, and Engle 1967) $\frac{da}{dN} = \frac{C \Delta K^m}{(1 - R)K_c - \Delta K} \quad (2.3)$	C, m : constantes empiriques. K_c : K critique.
Modèle de NASGRO (Forman et al. 2005) $\frac{da}{dN} = C \left[\frac{1-f}{1-R} \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}\right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_c}\right)^q} \quad (2.4)$	C, n, p, q sont des paramètres empiriques. f : fonction d'ouverture de la fissure. ΔK_{th} : K threshold, K_c : K critique.

2.3.2 Caractérisation des modes d'endommagement dans les matériaux composites

2.3.2.1 Origines et mécanismes de développement d'endommagement dans les composites

Contrairement aux matériaux métalliques où la fissuration se produit d'une façon localisée et prévisible, l'endommagement dans les composites est un phénomène de dégradation dispersée qui se produit à plusieurs échelles : microscopique (fissuration matricielle, décohésion fibre-matrice et rupture de fibre) et macroscopique (rupture matricielle et délamination). La rupture

finale est souvent le résultat de l'accumulation de plusieurs modes d'endommagement, qui interagissent entre eux par coalescence.

En service, le délaminage est le mode de défaillance le plus fréquent. Ce mode d'endommagement peut être décrit comme une fissure interlaminaire qui se propage entre deux plis adjacents pouvant avoir des conséquences considérables sur la rigidité de la structure. Les zones de concentration de contraintes telles que les bords libres, les perçages, les angles droits ainsi que les variations brusques de section présentent des sources potentielles pour l'initiation de ce type d'endommagement (Figure 2-6).

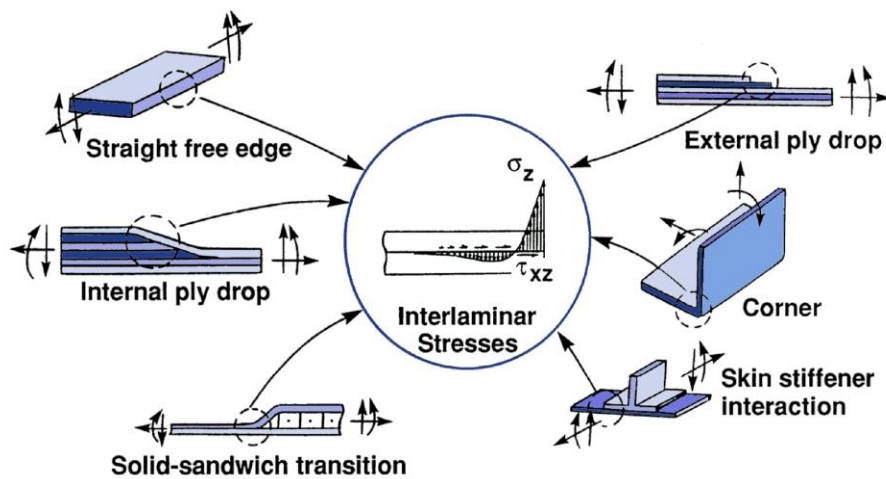


Figure 2-6: Différents sites d'initiation de délaminage (Sridharan and de Moura 2008).

La séquence chronologique relative à la formation du délaminage est initiée par l'accumulation de micro-endommagements telle que la décohésion à l'interface fibre-matrice et les fissures de matrice (Figure 2-7a) qui se propagent par coalescence pour former des fissures transversales (Figure 2-7b). Ces dernières se profilent entre les fibres jusqu'à atteindre l'interface entre deux couches d'orientation différente (Figure 2-7c). Toutefois, l'évolution de ce défaut dépend de plusieurs facteurs : l'orientation des couches, le nombre des plis, le mode de chargement, la taille et la forme de la structure considérée

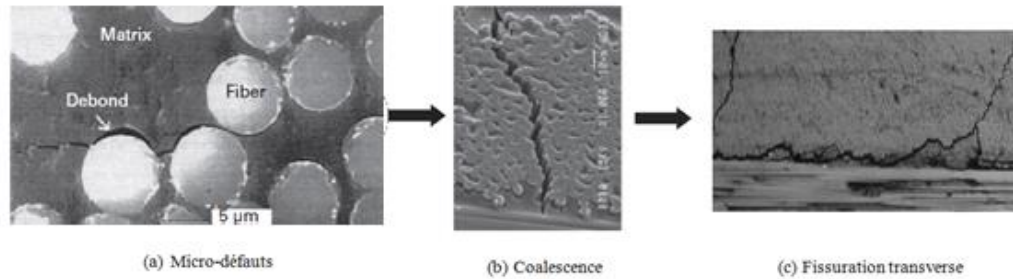


Figure 2-7: Étapes de formation et de propagation d'un défaut de délaminage.

C'est en compression que le délaminage est le plus critique. Selon Ratwani (Ratwani 2012), ce mode de défaillance peut générer une perte allant jusqu'à 60% de la résistance résiduelle de la structure. En se propageant, un défaut de délaminage peut aussi entraîner le flambage de la structure (flambement local ou global), ce qui affecte sa stabilité et peut entraîner sa défaillance.

Les conditions environnementales peuvent être aussi à l'origine de ce défaut : la variation de la température et de l'humidité entraîne la création de contraintes interlaminaire de cisaillement entre des plis ayant des coefficients d'expansion différents.

Dans la suite de cette section, nous nous concentrerons sur le développement de l'endommagement sous chargement en fatigue.

2.3.2.2 Processus de formation d'endommagement sous un chargement de fatigue

- *Cas des stratifiés à plis unidirectionnels*

La formation de dommages dans un laminé soumis à un chargement de fatigue est un processus complexe faisant intervenir plusieurs mécanismes de fissuration. Ce processus peut être résumé en cinq étapes (Figure 2-8) : dès les premiers cycles de chargement, des microfissures matricielles apparaissent. Ces fissures se forment à l'interface avec les fibres au niveau des couches non parallèles au chargement. À mesure que le nombre de cycles augmente, on assiste à une multiplication de ces fissures qui se propagent vers d'autres couches. L'augmentation de la densité de fissuration entraîne leur cohésion jusqu'à atteindre une phase de saturation. Cette étape est appelée phase caractéristique d'endommagement « *characteristic damage state (CDS)* ». Par conséquent, une redistribution des contraintes se produit, ce qui freine la formation de nouvelles fissurations et fait émerger des défauts de taille macroscopique. On observe alors l'apparition de décollements interlaminaires et la formation de délaminage. Toutefois, il faut noter que la quantité d'endommagement reste fortement liée à la nature de la structure et aux chargements appliqués. La phase finale de rupture est marquée par le développement rapide de

tous les modes d'endommagement. À cette étape, la valeur locale de contrainte augmente jusqu'à atteindre la valeur critique de rupture des fibres entraînant la ruine de la structure.

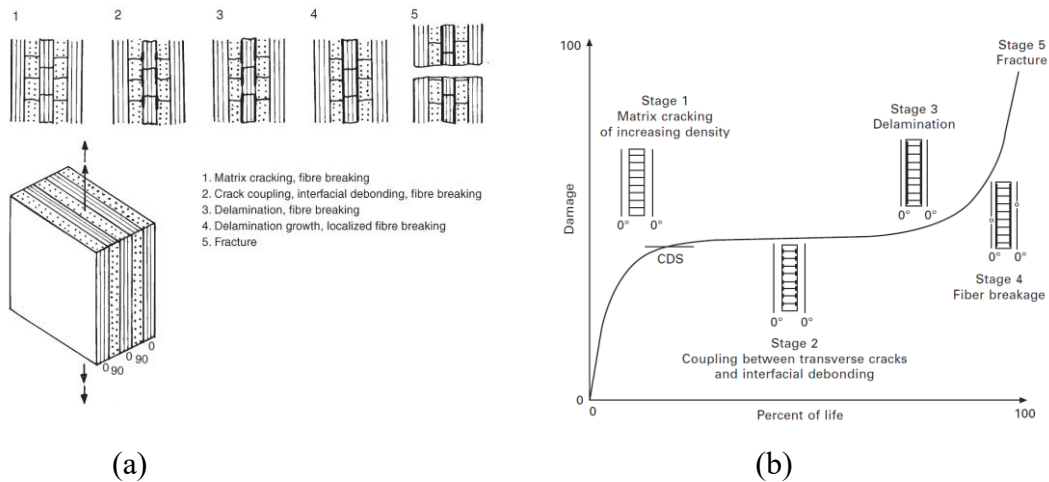


Figure 2-8: Développement d'endommagement en fatigue : (a) séquence d'endommagement dans un laminé unidirectionnel UD (b) évolution de la quantité d'endommagement (Harris 2003).

- *Cas des composites tissés*

Les composites tissés 2D sont constitués de deux éléments structuraux perpendiculairement orientés appelés torons. Les torons de chaîne et les torons de trame sont entrelacés entre eux périodiquement pour former un pli. L'endommagement par fatigue dans ce type d'architecture peut être classifié en deux catégories : des endommagements microstructuraux qui se développent au niveau interne des torons et qui sont comparables à ceux observés dans un laminé unidirectionnel (fissure matricielle et décohésion), et des endommagements macroscopiques qui se forment à l'échelle du tissé. La séquence d'apparition de ces modes est expliquée à la Figure 2-9. Premièrement, des fissures transversales au niveau des trames apparaissent suivies par des ruptures par cisaillement au niveau des chaînes. Des fissures matricielles dans les zones riches en résine se forment aussi. L'accumulation de ces endommagements fait initier des délaminages entre chaîne et trame qui évoluent pour créer des délaminages entre plis adjacents, fragilisant la structure. La rupture des fibres au niveau des torons de chaîne caractérise la phase finale de rupture d'un composite tissé.

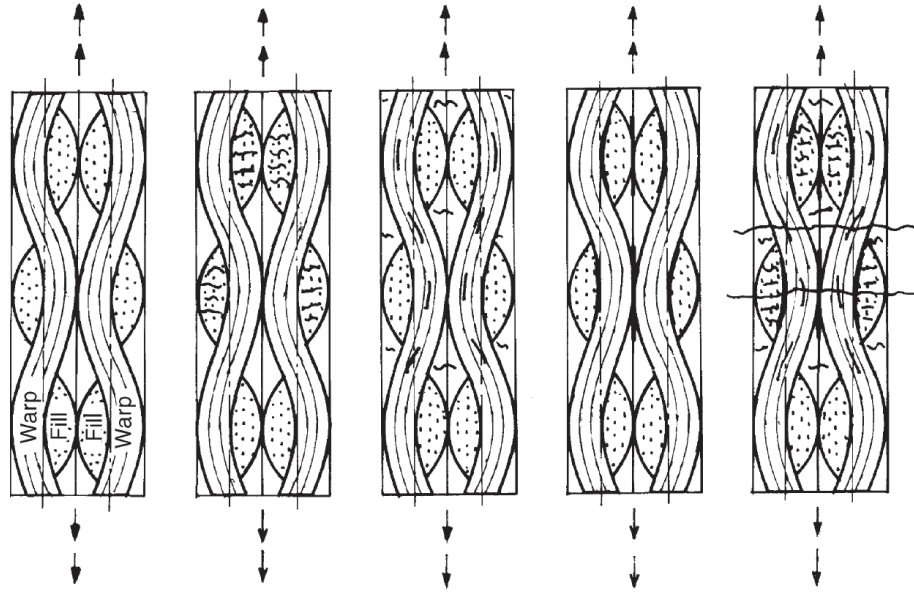


Figure 2-9: Schématisation du développement des dommages dans un matériau composite tissé sous un chargement de fatigue.

2.3.2.3 Effet de l'endommagement sur la dégradation de la rigidité du matériau

Lorsqu'un endommagement se forme dans une structure, il s'accompagne par une dégradation des propriétés mécaniques qui se manifeste par une perte locale ou générale de la résistance. La Figure 2-10 illustre la causalité entre le taux d'endommagement, la dégradation de la rigidité et la résistance résiduelle en fonction de la durée de vie en fatigue. L'évolution de ces paramètres met en évidence la présence de trois phases d'endommagement : la première est caractérisée par une dégradation rapide des propriétés mécaniques liée à la formation d'endommagement microstructural et aux fissures transversales, cette phase se poursuit jusqu'à atteindre la saturation CDS. La deuxième phase d'endommagement se caractérise par une chute lente et continue du module de rigidité qui s'étend sur la majeure partie de la durée de vie de la structure. Les modes d'endommagement mis en jeu sont principalement la décohésion, la fissuration des zones riches en résine et l'initiation du délaminage interlaminaire. La phase finale se distingue par une chute rapide de la rigidité promue par des multiples ruptures au niveau des fibres entraînant la rupture finale du matériau. Ces trois phases sont communes à plusieurs types de composites, toutefois leur étendu dépend fortement de la distribution des couches et la nature du chargement appliqué.

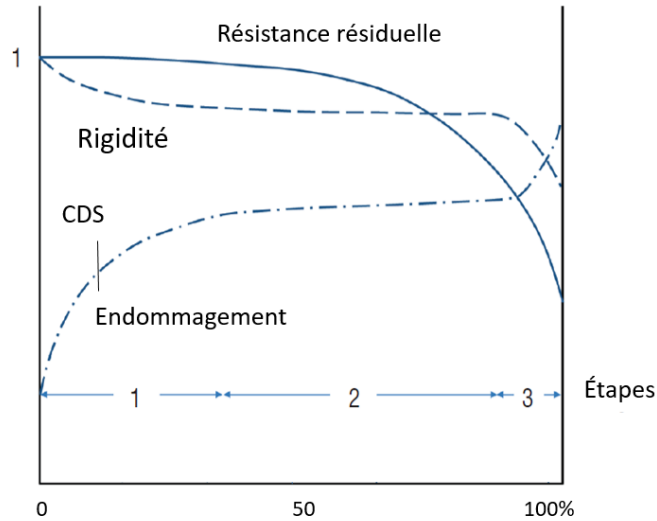


Figure 2-10: Chute du module de rigidité et accumulation d'endommagement en fatigue.

La mesure quantitative de l'endommagement durant un chargement de fatigue n'est malheureusement pas accessible directement et requiert des inspections par des méthodes non destructives. Toutefois il existe d'autres paramètres qui peuvent renseigner sur l'état d'endommagement, notamment la dégradation des propriétés mécaniques. En effet, comme le montre la Figure 2-10, la rigidité du matériau est inversement proportionnelle à la quantité d'endommagement présente. Cette liaison explique le recours récurrent à cette métrique pour évaluer l'état de dégradation à l'intérieur de la structure. La mesure de la variation du module de rigidité E peut être définie par l'indice d'endommagement D dont l'expression analytique est donnée par l'équation (Eq. 2.5). Cet indice varie entre 0 pour une configuration saine et 1 à l'état de rupture.

$$D = \frac{E_0 - E(N)}{E_0 - E_f} \quad 2.5$$

avec E_0 le module de rigidité initial, E_f la rigidité à la rupture et $E(N)$ la rigidité variable en fonction du nombre de cycles. Plusieurs modèles phénoménologiques ont été proposés pour décrire la rigidité résiduelle. L'un des premiers modèles est celui proposé par Sidoroff et al. (Subagio 1987) (Eq.2.6).

$$\frac{dD}{dN} = \begin{cases} \frac{A \cdot (\Delta\epsilon)^c}{(1-D)^b} & \text{en tension} \\ 0 & \text{en compression} \end{cases} \quad 2.6$$

A, b et c sont des constantes du matériau.

Les travaux de Brondsted et al. (Brøndsted, Lilholt, and Andersen 1997) basés sur des observations expérimentales de la dégradation des propriétés mécaniques sur des pales d'éoliennes ont permis d'établir le modèle suivant :

$$\frac{d(\frac{E}{E_1})}{dN} = -K(\frac{\sigma}{E_0})^n \quad (2.7)$$

$$\frac{E(N)}{E_1} = 1 - k_1(\frac{\sigma_a}{E_{st}})^{k_2} N \quad (2.8)$$

E_1 est la rigidité mesurée au premier cycle, E_{st} est la rigidité statique.

Les paramètres k_1 et k_2 sont des constantes d'ajustement déterminées expérimentalement.

Le suivi de la chute de la rigidité en fonction du nombre de cycles a été largement exploité pour estimer la durée de vie en fatigue des matériaux composites. Anastasios et al. (Anastasios P. Vassilopoulos and Keller 2011) ont utilisé le modèle (eq.2.8) pour établir des courbes S-N pour un laminé en CFRP à différents ratios de chargement. Peng et al. (Peng et al. 2015) proposent quant à eux une méthodologie de pronostic en temps réel pour un matériau composite basée sur la dégradation de la rigidité, corrélé à d'autres mesures ultrasonores pour la prédiction de la durée de vie. Zhang et al. utilisaient aussi le suivi de la dégradation de la rigidité pour déterminer la durée de vie d'un joint collé en composite soumis à un chargement de fatigue (Zhang, Vassilopoulos, and Keller 2008).

2.3.3 Etude de l'endommagement dans les structures assemblées

2.3.3.1 Joints boulonnés ou rivetés

Les assemblages par fixation (rivetés ou boulonnés) est le mode d'assemblage le plus répandu dans les constructions aéronautiques. En statique, le mode d'endommagement est dicté par des paramètres de conception tels que le diamètre des trous (d), l'espacement entre boulons ou rivets (w), l'épaisseur (e) et le matériau des éléments à assembler (Hart-Smith 2004). Selon la norme ASTM (D5573 2012) les modes de rupture dans un joint riveté ou boulonné peuvent être classifiés comme suit :

- (a) La rupture par cisaillement : due principalement à une faible distance du bord et un manque de renforcement transversal.

- (b) La rupture en tension : se traduit par une rupture du substrat au niveau de la fixation orthogonalement à la direction de chargement. Ce mode est dû à une faible épaisseur des plaques, au manque de renfort longitudinal et à un rapport (d/w) élevé.
- (c) Le matage : principalement dû à un rapport (d/e) faible, il entraîne l'élongation du trou avec la formation d'une zone plastique pour les matériaux métalliques et des ruptures de la matrice et des fibres par écrasement dans les composites.
- (d) Le clivage : se produit si la distance du bord est inadéquate. Un nombre faible de plis transversaux peut aussi entraîner ce type de rupture.
- (e) L'arrachement : est dû à un mauvais choix du diamètre de trou ou du boulon, et/ou l'utilisation d'un élément à tête fraisée.
- (f) Rupture du boulon/rivet : se produit si la résistance en tension ou en cisaillement de l'élément d'assemblage est inférieure à la charge appliquée.

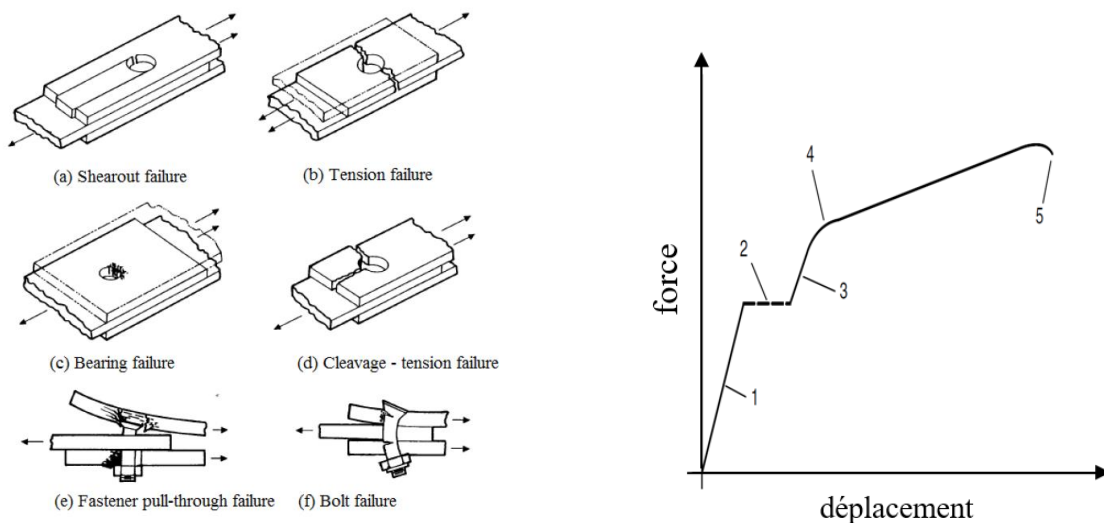


Figure 2-11: Les modes et le comportement à la rupture dans les joints à fixation (Hart-Smith 2004).

Le comportement de ces joints peut être décrit par la courbe force-déplacement (Figure 2-11) où la réponse typique d'un joint en cisaillement est présentée. L'évolution de la rigidité du joint peut se résumer suivant cinq étapes : au début, l'assemblage montre un comportement élastique (phase 1) jusqu'à ce que le chargement atteigne un niveau où la force de cisaillement domine les forces de frottement entre les faces des deux plaques. Dans ce cas, on a un glissement qui se produit suivi par une adaptation entre le rivet et le trou (phase 2), par la suite, le joint montre un comportement

global élastique (phase 3) avant que les forces deviennent suffisamment élevées pour entraîner la déformation plastique et par la suite la rupture du joint (phase 4-5).

En fatigue, les joints par fixation sont favorables au développement des fissures de fatigue qui peuvent s’initier au niveau des zones de concentration de contrainte tel que détaillé dans la section 3.2.

2.3.3.2 Endommagement dans les joints collés

Dans les dernières décennies, la maîtrise des adhésifs a beaucoup progressé, permettant d’offrir des collages structuraux de haute résistance et à faible coût comparé à d’autres modes d’assemblage mécanique (Baker et al. 2002). Le collage structural est défini comme une jonction capable, en tant que partie intégrante d’une structure, de présenter un niveau spécifique de résistance lorsqu’elle est soumise à une combinaison de contraintes pendant une durée spécifiée (“AFNOR Nf En 923” 2016). Le transfert de charge se fait majoritairement par cisaillement, assuré par une zone étroite située aux deux extrémités du recouvrement. La partie centrale, quant à elle, ne supporte qu’une faible partie d’effort, la distribution des contraintes de cisaillement et de pelage dans un joint en tension sont illustrés dans la Figure 2-12.

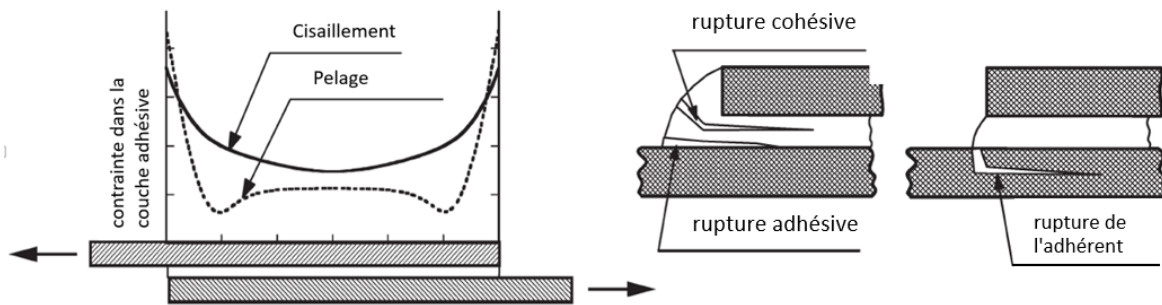


Figure 2-12: Distribution des contraintes et les types de rupture observés dans un joint collé.

Le recours au collage structural offre plusieurs avantages à savoir une distribution uniforme des contraintes, une meilleure durée de vie en fatigue et surtout la possibilité d’assembler différents types de matériaux.

Cependant, il existe plusieurs facteurs qui peuvent affecter la résistance de ces joints et réduire leurs performances mécaniques. Pour les identifier, plusieurs études ont été entreprises (Ribeiro et

al. 2016) (Panigrahi 2009). Les observations suivantes se présentent comme déterminantes pour la bonne conception d'un joint collé :

- *Propriétés mécaniques de l'adhésif*

Le choix d'un adhésif à faible module de rigidité permet d'avoir une distribution de contrainte plus uniforme et de diminuer les pics de contrainte au niveau des deux bords du recouvrement ce qui permet aussi de réduire la zone de collage. L'utilisation d'un adhésif plus ductile permet de mieux résister à la propagation de fissures et offre de meilleures performances en fatigue, notamment grâce à une meilleure distribution des contraintes et une meilleure capacité d'amortissement comparé à un adhésif fragile.

- *Propriétés mécaniques des adhérents*

La rigidité des adhérents est un paramètre déterminant dans la résistance des joints collés. Plus les éléments à assembler sont rigides moins leur déformation sera importante. Par conséquent, les contraintes de décollement aux deux bords seront faibles (Volkersen 1938). Ce constat est valide pour les matériaux métalliques, cependant, lorsqu'il s'agit d'un adhérent en composite des problèmes d'arrachement au niveau des couches avoisinantes peuvent apparaître si la résistance interlaminaire du laminé est plus faible que les forces de pelage (Hart-Smith 1973).

- *Épaisseur de l'adhésif*

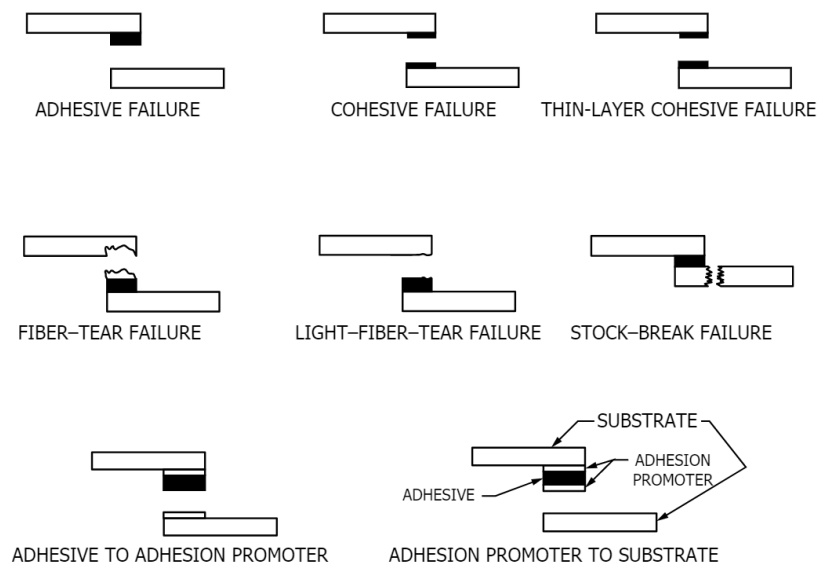
Dans la majorité des études menées sur l'effet de l'épaisseur de la couche d'adhésif, il a été observé qu'une augmentation de l'épaisseur de la couche d'adhésif entraînerait la diminution de la résistance du joint, toutefois, ceci va à l'encontre des modèles analytiques proposés par Volkersen (Volkersen 1938) et de Goland (Goland. M 1944) qui prédisent le contraire. Selon Adams et al. (Adams and Peppiatt 1974) le fait d'augmenter l'épaisseur de l'adhésif augmentera le risque d'avoir des défauts internes et ainsi de causer une rupture prématurée. Crocombe (Crocombe 1989) a montré qu'un joint plus épais a une résistance plus faible en s'appuyant sur le comportement plastique du joint. En effet, l'analyse élastique montre que les contraintes de pelage et de cisaillement sont plus importantes aux bords d'une couche mince alors qu'elles sont plus uniformes dans une couche épaisse. Cependant, lorsque la limite d'élasticité est atteinte, un joint avec une couche épaisse d'adhésif ne dispose d'aucune résistance supplémentaire et cède directement. Les travaux de Grant et al. (Grant, Adams, and da Silva 2009) appliqués à des joints à recouvrement simple en époxy, confirment la réduction de la résistance ultime avec l'augmentation de l'épaisseur

d'adhésif. Da Silva et al. (da Silva et al. 2006) ont trouvé que l'épaisseur optimale doit être entre comprise entre 0.1 et 0.2mm.

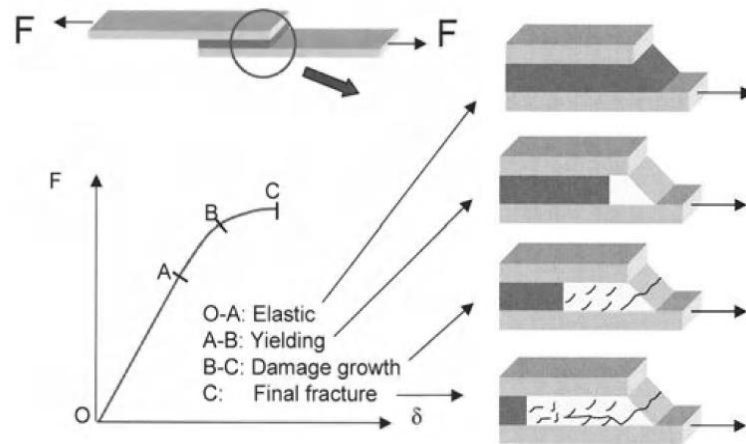
- *Longueur de recouvrement*

L'augmentation de la zone de recouvrement permet d'augmenter la résistance globale du joint, toutefois cette relation dépend d'autres paramètres. Neto et al (Neto, Campilho, and Da Silva 2012) ont observé, dans une étude réalisée sur des joints en CFRP qu'en utilisant un adhésif ductile la résistance était proportionnelle à la taille du recouvrement et que le mode d'endommagement était toujours la décohésion, alors qu'en utilisant un adhésif fragile la résistance du joint atteint un plateau à partir d'une certaine valeur de recouvrement et que le mode de rupture est attribué à la rupture interlaminaire au niveau de l'adhèrent. On parle alors d'une valeur optimale de recouvrement, définie comme la longueur de recouvrement minimal permettant de supporter un effort maximal.

Selon la norme ASTM D5573 un joint collé en composite peut se rompre selon l'un des modes présentés dans la Figure 2-13 :



(a)



(b)

Figure 2-13: (a)- Modes de rupture dans les joints collés (D5573-99 2012) (b)-les étapes de réponse d'un joint collé.

La méthode classique pour déterminer la résistance d'un joint collé consiste à évaluer l'état des contraintes dans la couche d'adhésif par des modèles analytiques ou numériques, puis d'extraire les valeurs maximales de contrainte ou de déformation situées aux bords du joint. Ces valeurs sont ensuite comparées avec à des critères de rupture (Johnson 1985). La principale limitation de cette approche, c'est qu'elle est restreinte à la phase d'initiation et ne peut prédire la phase de propagation. De plus, il a été observé que plusieurs adhésifs ont un comportement ductile caractérisé par une large zone plastique qui précède la rupture finale. Cette constatation fait que le recours à la mécanique de la rupture basée sur le calcul de l'énergie de rupture est plus approprié pour modéliser la résistance de la couche adhésive.

2.3.4 Endommagement dans les structures aéronautiques munis de raidisseurs

Le recours aux structures munies de raidisseurs est très récurrent dans la conception des structures aéronautiques. Ce type d'architecture permet d'avoir des structures à forts moments quadratiques tout en gardant un poids considérablement faible (Bertolini 2008). L'ajout d'un raidisseur à une plaque mince lui procure la rigidité nécessaire pour résister aux chargements durant son service. L'assemblage entre ces deux éléments peut se faire soit durant la cuisson (co-cuisson), dans ce cas les deux parties sont polymérisées en même temps, soit elles sont fabriquées séparément puis assemblées par une couche d'adhésif ou par toute autre méthode d'assemblage.

En service, ces structures sont soumises à des sollicitations mécaniques complexes et combinées (torsion, flexion, compression et cisaillement). Cependant, le mode de travail individuel de chaque élément constitutif est généralement limité à de la traction, de la compression ou du cisaillement. En compression et/ou en cisaillement plan, il se peut que ces panneaux subissent du flambage (Figure 2-14). Cette instabilité est caractérisée par un important déplacement hors plan lié à l'apparition des modes de flambage. En se déformant, la peau tente de s'éloigner des raidisseurs augmentant ainsi les contraintes d'arrachement et favorisant le décollement entre la peau et le raidisseur.

Dans de nombreux travaux, (Bisagni and Vescovini 2010) (Meeks, Greenhalgh, and Falzon 2005), ce mode de défaillance a été identifié comme étant le principal scénario d'endommagement présent dans ce type de structures alors que la rupture finale est engendrée par la rupture du raidisseur. Dans des travaux tels que (Krueger, Minguet, and O'Brien 2001) (I. L. Paris, Krueger, and O'Brien 2004), il a été observé que l'initiation ne se produit pas toujours à l'interface peau-raidisseur, mais aussi au niveau des premiers plis supérieurs. Cela dépend de la géométrie des semelles de l'orientation des plis ainsi que de la résistance à la délamination de l'interface.



Figure 2-14: Flambage du fuselage en service.

La Figure 2-15 décrit le processus de décollement dans une structure raidie selon les observations faites par Greenhalgh (Meeks, Greenhalgh, and Falzon 2005). D'abord une scission intralaminare se crée au niveau du pied du raidisseur ou de la peau sous des contraintes de cisaillement (Figure 2-15.a). Ce défaut initie par la suite un délaminage à l'interface près des bords, qui se propage parallèlement à l'orientation du pli (Figure 2-15.b). Le défaut de délaminage progresse jusqu'à atteindre le centre du raidisseur ou il change d'orientation et se propage parallèlement au raidisseur (Figure 2-15.c). La phase finale (Figure 2-15.d) est caractérisée par la formation de nouveaux délaminages au niveau des couches voisines de l'interface et qui provoquent la séparation entre les deux parties.

La capacité de ce type de structure à supporter des chargements additionnels même après l'apparition des modes de flambages le rend très attractif. Cependant, pour tirer profit de cette capacité il faut avoir une bonne compréhension du comportement mécanique de ces structures. En effet, la complexité de prédire le comportement en post flambage des panneaux raidis est dû principalement aux non-linéarités du matériau, l'instabilité que présente le comportement de flambage et à l'interaction des modes d'endommagement entrant en jeu dans cette phase.

Analytiquement, la déformée d'un panneau à raidisseurs peut être déduite par l'extension de l'équation de Von Karman qui régit une plaque simplement supportée :

$$D_{11} \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 \omega}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \quad (2.9)$$

En substituant le champ de déplacement hors plan ω par son expression et en tenant compte des conditions limites sur des deux bords, la force de flambage longitudinale peut être déduite par l'équation 2.10.

$$N_x = \frac{\pi^2 [D_{11} m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) m^2 n^2 (AR)^2 + D_{22} n^4 (AR)^4]}{a^2 m^2} \quad (2.10)$$

$AR = (\frac{a}{b})$: le rapport entre la longueur (a) et la largeur (b).

m et n sont respectivement le nombre de demi-ondes dans le sens du chargement x et le sens transversal y .

Pour une structure raidie, il suffit de calculer les rigidités équivalentes de la peau et des raidisseurs ensemble puis de les injecter dans l'équation d'équilibre (Kassapoglou 2013).

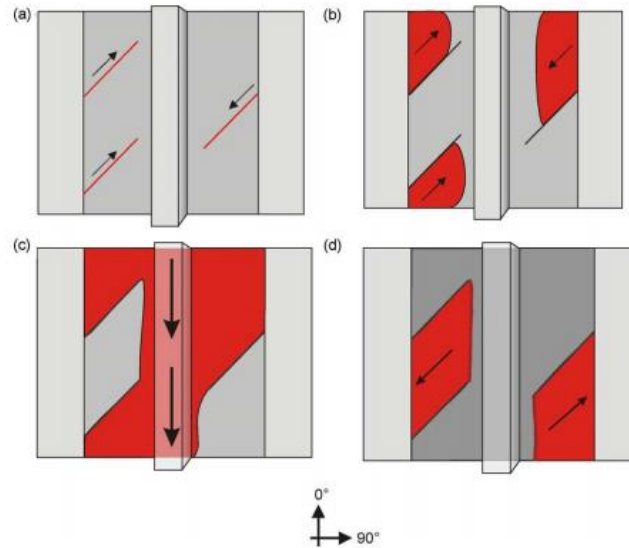


Figure 2-15 : Présentation des différentes étapes de décollement entre la peau et le raidisseur dans une structure raidie (Meeks, Greenhalgh, and Falzon 2005).

Plusieurs démarches expérimentales et numériques ont été entreprises pour mieux comprendre ce comportement et déterminer la résistance limite de ces structures en post-flambage.

D'un point de vue expérimental, l'étude du comportement en post-flambage est souvent réalisée par des prises de mesures de déformation faites par des jauges de déformation, placées à différentes positions de la peau et des raidisseurs (Figure 2-16). Le chargement critique du flambage est identifiable par les bifurcations qui apparaissent dans la courbe force appliquée-déformation. Nombreuses études (Ambur, Jaunky, and Hilburger 2004) (Zimmermann, Klein, and Kling 2006) (Mo, Ge, and Zhou 2015) ont montré l'intérêt d'utiliser un système de corrélation d'image DIC dans ce genre de problématique. En effet cette technique permet d'avoir une mesure globale des déformées sur toute la surface du panneau ainsi qu'une meilleure validation des modèles numériques développés par éléments finis.

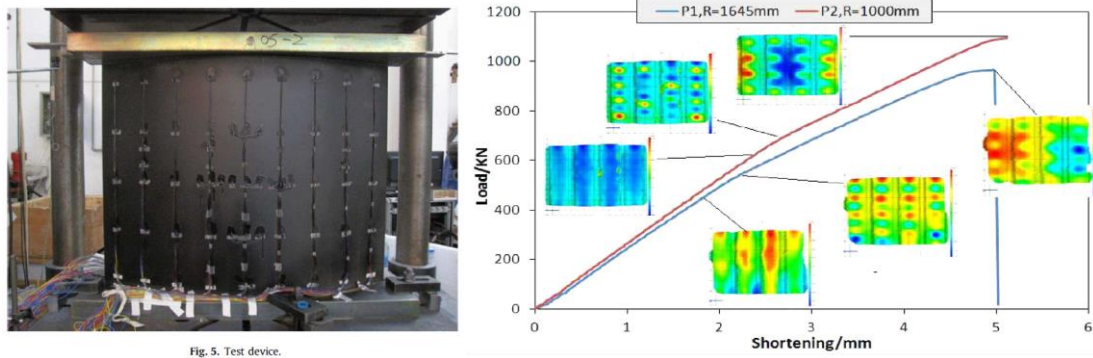


Fig. 5. Test device.

Figure 2-16: Mesure de la réponse en post-flambage d'un panneau à raidisseurs par la technique de corrélation d'image DIC (Mo, Ge, and Zhou 2015).

Sur le volet numérique, le fait que le mode de rupture soit souvent attribué à la séparation entre la peau et les raidisseurs, a orienté une grande partie des études vers l'utilisation des critères d'endommagement de type énergétique pour décrire la résistance de l'interface entre ces deux éléments. Bisagni et al (Bisagni and Vescovini 2010) ont modélisé l'interface entre la peau et les semelles des raidisseurs par des éléments cohésifs. D'autres auteurs tels que (Bertolini et al. 2008), (Krueger 2009) font appel à la technique VCCT afin d'évaluer la propagation du décollement. Toutefois, ces deux techniques nécessitent que le chemin de fissuration soit préalablement défini.

D'autres approches s'intéressent au comportement global de la structure en utilisant des critères de rupture (Ambur, Jaunky, and Hilburger 2004), (Pietropaoli 2012). Ces modèles d'endommagement progressif sont capables de déterminer le site d'initiation et suivre l'évolution de l'endommagement durant la phase de post-flambage jusqu'à la rupture finale du panneau. L'impact des défauts sur la structure est pris en compte par la dégradation des propriétés mécaniques. Il est toutefois important de souligner la dépendance de cette technique au maillage et à de nombreuses propriétés mécaniques. Un autre problème lié à la modélisation de ce type de structure est la fidélité du modèle numérique à présenter les détails géométriques de la structure. Les travaux de Bertolini (Bertolini et al. 2008) ont montré que la géométrie des coins entre la peau et la semelle (zone riche en résine) a une grande influence sur la résistance au décollement. D'autres variables géométriques telles que l'alignement des fibres, les bordures des semelles ainsi que les conditions aux limites sont difficiles à prendre en compte numériquement et peuvent être parmi les sources potentielles d'écart entre modèle numérique et résultats expérimentaux.

2.3.5 Conclusions

Dans cette section, 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. On a aussi montré 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 composites, rend la phase de détection difficile et requiert l'adaptation et l'amélioration des techniques d'inspection traditionnelles.

Dans la suite de ce chapitre trois techniques de surveillance seront 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 en fatigue.

2.4 Techniques de caractérisation non destructive et de surveillance de l'endommagement en fatigue

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 classiques, mais aussi sur le développement des nouvelles techniques de contrôles de santé intégrés appelées « Structural Health Monitoring SHM ». 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.

2.4.1 Technique de surveillance des structures par émission acoustique (EA)

2.4.1.1 Présentation de la technique

L'émission acoustique 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 (Carmona 2009). 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 2-17) :

$$R(f)=S(f). TF_G(f). TF_S(f). TF_R(f) \quad (2.11)$$

Où S est la fonction de transfert de la source, TF_G est la fonction de Green du matériau, TF_S est la fonction de transfert associée au capteur et de l'agent de coupage, et TF_R est la fonction du système d'enregistrement.

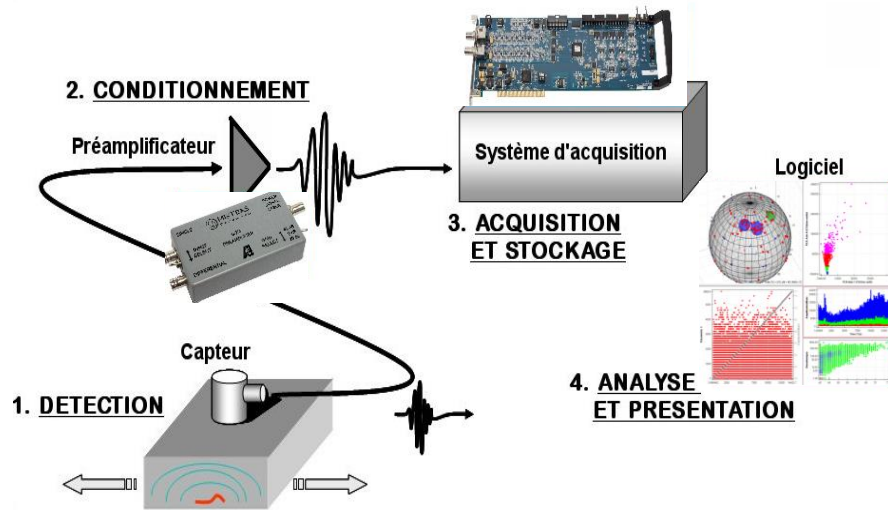


Figure 2-17: Chaîne d'acquisition d'un système d'émission acoustique.

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.

2.4.1.2 Analyse 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. Pour chaque salve d'EA, il existe des descripteurs spécifiques qui peuvent être analysés soit dans le domaine temporel (paramètres de forme) ou dans le domaine spectral (paramètres fréquentiels) afin de quantifier, d'identifier, ou localiser l'origine de cet endommagement (Roget 1990). Les principaux paramètres caractéristiques d'un salve sont présentés dans la Figure 2-18.

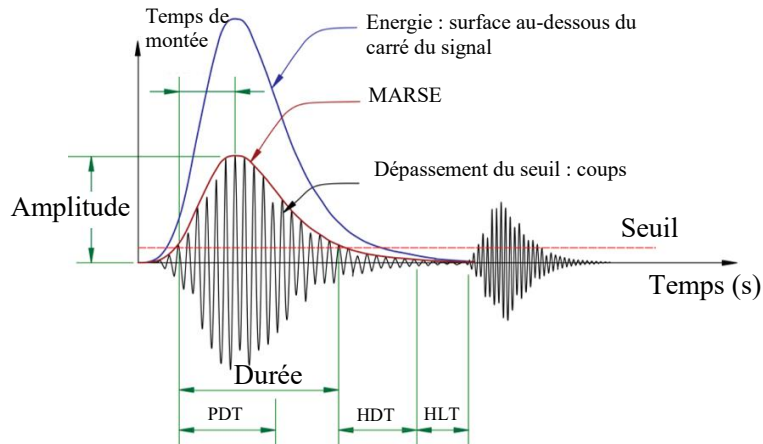


Figure 2-18: Paramètres d'un salve d'émission acoustique.

Selon ces éléments, il est possible de distinguer deux types d'analyse :

a) *Analyse paramétrique ou conventionnelle*

- *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'excellent indicateurs pour quantifier l'évolution de l'endommagement au cours du temps.

Le nombre de coups cumulatif en fonction du nombre de cycles est souvent présenté pour détecter l'amorçage et le suivi de la propagation des fissures de fatigue dans les structures métalliques (Maslouhi 2011), (H. Chang et al. 2009), (Grondel et al. 2002), (Lugo et al. 2011). Kanouni et Braisaz (Kanouni 2015; Braisaz-Latille 2015), utilisaient ce descripteur pour identifier et comparer l'initiation de l'endommagement dans des plaque en CFRP tissé avec et sans défaut soumises à un chargement de fatigue. Cette approche a permis de mettre en place des courbes S-N à l'initiation et à la rupture. D'autres auteurs tels que Barré et Benzeggagh (Barré and Benzeggagh 1994) corrélaient les amplitudes des signaux avec des images MEB pour identifier les différents mécanismes d'endommagement dans les GFRP. Les travaux menés par (Zhuang and Yan 2006), (Hartikainen et al. 2005) s'appuyaient sur une classification énergétique des signaux de rupture. Les résultats montrent que la rupture des fibres est l'événement le plus énergétique, suivi par le délaminage et la décohésion; enfin les ruptures matricielles sont souvent moins énergétiques. Le

tableau 2-3 présente une synthèse de quelques travaux de classification des amplitudes pour les principaux modes de rupture observés dans les matériaux composites.

Table 2-3: Synthèse des amplitudes des signaux acoustiques pour différent mode rupture.

Mode d'endommagement	O.CHEN (O. Chen et al. 1992)	S.-T. Kim (Kim and Lee 1997)	G. Kotsikos (Kotsikos et al. 1999)	Benmedakhene (Benmedakhene, Kenane, and 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.

- *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 tel 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 (Ni and Iwamoto 2002).

Dans le tableau 2-4, on présente une synthèse de quelques travaux de classification fréquentielle du signal.

Table 2-4: Synthèse des fréquences des signaux acoustiques pour différents modes rupture.

Mode d'endommagement	De Groot (de Groot, Wijnen, and Janssen 1995)	Komai (KOMAI, Minoshima, and SHIBUTANI 1991)	Ni (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

b) Analyse statistique multivariable

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 2-3 et 2-4.

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) (Huguet 2002).

c) Localisation 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 2-19 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 tel qu'exprimé par l'équation 2.12.

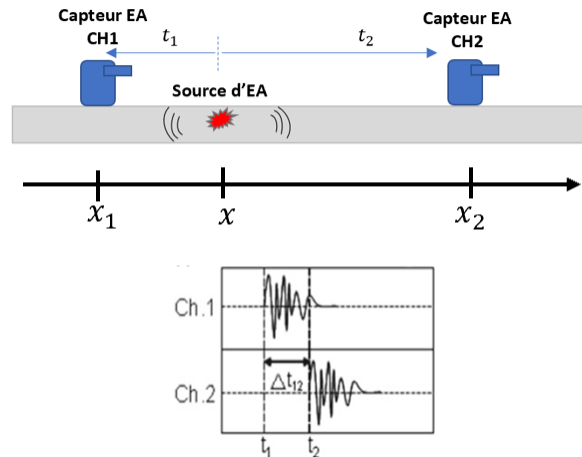


Figure 2-19: Principe de localisation linéaire d'une source d'EA.

$$c\Delta t_{12} = |x - x_1| - |x - x_2| \quad (2.12)$$

Dans son étude, Wu (Wu 2015) utilisait un algorithme de localisation planaire par triangulation pour isoler les signaux liés à l'initiation et à la propagation de délaminage à partir d'un défaut inséré. En utilisant cinq capteurs distribués sur la surface d'un panneau en composite, Crivelli (Crivelli et al. 2015) a pu suivre l'évolution de la localisation des dommages émis par une encoche puis par un défaut d'impact soumis à un chargement de fatigue. Ciampa (Ciampa and Meo 2010), a montré qu'il est possible d'améliorer la localisation des signaux acoustiques en effectuant une analyse spectrale basée sur la transformée par ondelettes pour déterminer exactement le temps de vol et la vitesse de propagation nécessaires au calcul de la position d'un défaut d'impact.

2.4.2 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 les texture répétitive, anisotrope et non contrastée) (Harvent 2010).

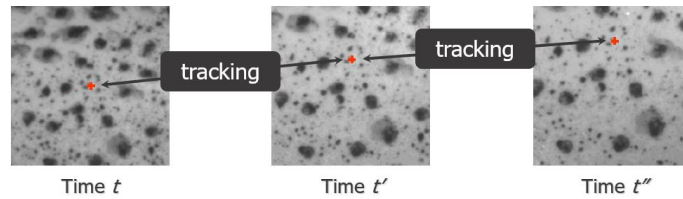


Figure 2-20: Principe de calcul par corrélation d'image.

Pour déterminer la position d'un point M entre un instant t et t', l'image est discrétisée en sous-ensemble (subset) puis le programme calcule la fonction de corrélation suivante :

$$C(x, y, u, v) = \sum_{i,j=n/2}^{n/2} (I(x+i, y+j) - I^*(x+u+i, y+v+j))^2 \quad (2.13)$$

↑ Valeur de pixel à (x+i, y+j) Valeur de pixel à (x+u+i, y+v+j)
↑ Image avant déplacement Image après déplacement
↑ déplacement
↑ Nombre de subset
↑ Fonction de corrélation

L'algorithme cherche à minimiser la valeur de la fonction de corrélation pour trouver la position exacte et déterminer le vecteur de déplacement correspondant à la transformation. La qualité des résultats dépend aussi du calibrage. Cette étape sert à déterminer tous les paramètres géométriques nécessaires au calcul de la transformation colinéaire (vecteur de translation et matrice de rotation). Elle permet aussi de définir la distance spatiale, focale, l'angle et l'orientation entre les deux caméras. C'est à cette étape que le programme quantifie les aberrations optiques afin qu'elles puissent être prises en compte pendant les calculs (Fazzini 2009). La mesure par corrélation d'image DIC peut être appliquée pour mesurer la caractérisation des propriétés mécanique des matériaux, la validation des modèles de calcul numérique ou pour déterminer la réponse dynamique et vibratoire d'une structure. Bai et al (Bai et al. 2017) utilisaient cette technique pour caractériser la déformée des modes de flambage dans des panneaux à raidisseurs. De son côté, Wang et al (Wang et al. 2016) mesuraient l'évolution du champ de déformation à travers l'épaisseur dans un joint hybride pour détecter l'initiation et la rupture finale.

Parmi les applications particulières de cette technique et dans le cadre de ce travail de doctorat, la caractérisation de la dégradation de la rigidité en fatigue. En effet, contrairement aux méthodes de mesure par contact telles que les jauges de déformation, le DIC permet d'obtenir une évaluation

globale sur la zone de mesure plutôt que des mesures locales tout en palliant les inconvénients liés à la procédure de collage et d'acquisition. Plusieurs études (Broughton et al. 2011) (Llobet et al. 2017) ont fait appel à cette technique pour mesurer la dégradation du module de rigidité d'un matériau composite soumis à un chargement de fatigue. Cuadra (Cuadra et al. 2013) a quantifié l'évolution d'endommagement dans une plaque en composite en suivant la variation des déformations et les coefficients de Poisson dans le plan de chargement durant des essais en tension en statique puis en fatigue.

2.4.3 Technique de surveillance des dommages par l'utilisation 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.

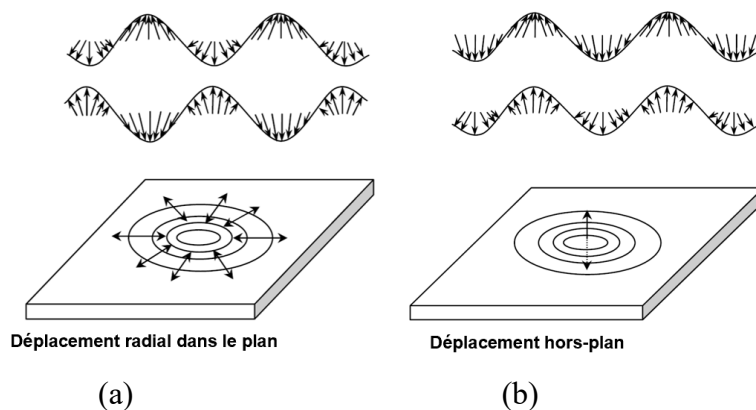


Figure 2-21: Propagation des ondes de Lamb : (a) mode symétrique, (b) mode antisymétrique.

Dans cette étude, on va s'intéresser à une catégorie particulière d'ondes ultrasonores appelées ondes de Lamb. Les ondes de Lamb sont des ondes de surface, qui résultent de la combinaison d'ondes de cisaillement et de compression Figure 2-21. Ces ondes sont naturellement guidées dans

les structures minces, ce qui leur permet de se propager sur des grandes surfaces tout en ayant une atténuation relativement faible. Cet avantage offre un gain en temps considérable comparé aux outils de CND traditionnels. En pratique, ces ondes sont générées par des actionneurs piézocéramiques collés à la surface de la structure, et qui sous l'effet d'une excitation électrique se contracte pour injecter le mode souhaité (Giurgiutiu 2003).

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. La Figure 2-22 illustre un cas d'application d'une stratégie de surveillance par ondes guidées composé d'un réseau intelligent de capteurs et d'actionneurs assurant la surveillance permanente d'une section critique où d'éventuels défauts sont prévus de se développer. En effet, en se propageant, les ondes guidées entrent en interaction avec les défauts présents ce qui cause la perte d'une partie d'énergie par dispersion. Cette variation, exprimée en perte d'amplitude, déphasage, vitesse de propagation, spectre d'ondes propagées, etc.), peut être corrélée à la quantité d'endommagement formée pour établir des indicateurs sur l'intégrité et la durée de vie résiduelle de la structure (Staszewski, Lee, and Traynor 2007) (Kessler, Spearing, and Soutis 2002).

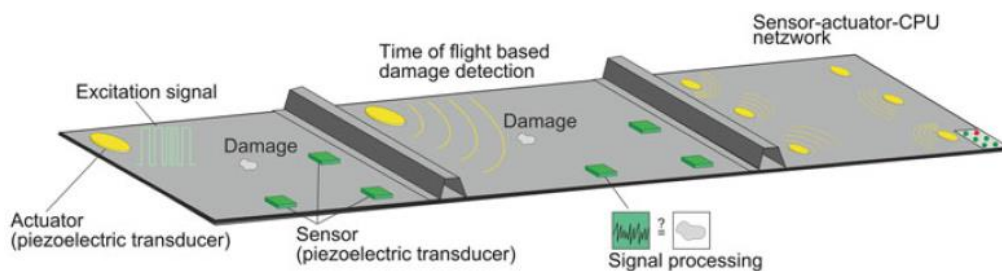


Figure 2-22: illustration de la mise en place d'une stratégie de surveillance SHM par ondes guidées.

La vitesse de propagation des ondes de Lamb présente une métrique sensible à la variation du module de rigidité liées au développement d'endommagement dans les matériaux composites. Cette corrélation a été largement exploitée dans plusieurs travaux : les résultats de Dayal (Dayal, Iyer, and Kinra 1989), et Seale (Seale, Prosser, and Masters 1994) (Seale, Smith, and Prosser 1998) présentés dans la Figure 2-23 montrent que la chute de la vitesse au carré tracé en fonction du nombre de cycles est proportionnelle à la perte de la rigidité du matériau. L'étude souligne aussi

qu'il est possible par des mesures de vitesse de remonter à la perte de rigidité du matériau en exploitant la relation suivante :

$$E \approx \rho v^2 \quad (2.14)$$

où ρ est la densité du matériau.

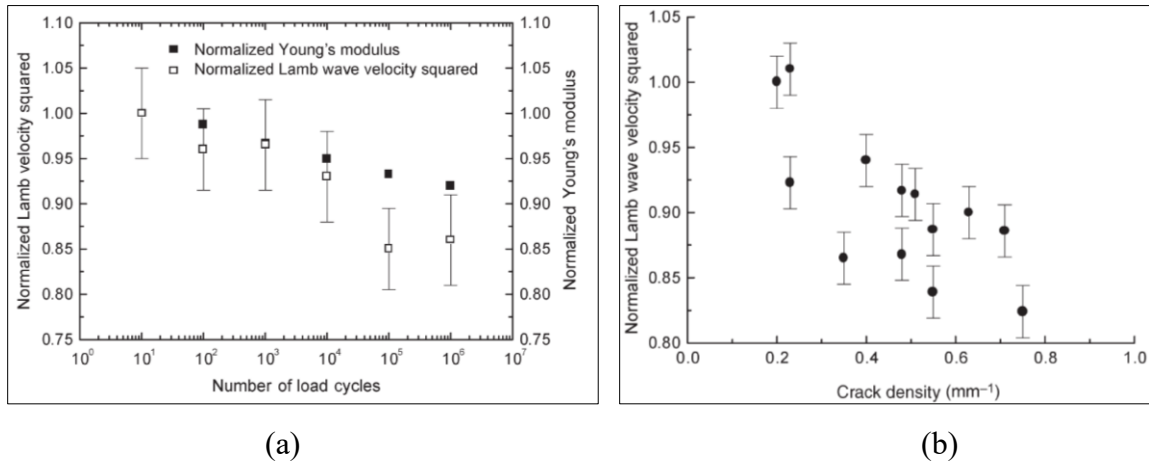


Figure 2-23: (a) Evolution du carré de la vitesse de l'onde et la rigidité en fonction de la durée de vie en fatigue-(b) Effet de la densité des fissures matricielles transverses sur la vitesse de propagation des ondes de Lamb

Une application particulière de cette technique consiste en l'utilisation de système à couplage à air ACU (Air Coupled Ultrasound). Ce système de génération et de mesure d'ondes guidées sans contact offre une alternative aux problèmes de couplage liés aux transducteurs classiques ou aux sondes laser peu sélectives. En effet, seul l'air entre le transmetteur et la pièce à inspecter assure le couplage des deux éléments. Cependant, sa faible impédance comparée aux autres couplant fait qu'une très faible quantité d'énergie sera transmise à la structure : selon Buckley (Buckley and Sonatest 2000) seulement 1% de l'énergie totale est transmise comparée à près de 50% dans le cas d'un couplage à l'eau. Pour faire face à cette limitation, l'utilisation d'un amplificateur en amont est nécessaire pour augmenter la quantité d'énergie injectée. Le système ACU 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 tel qu'illustré dans la Figure 2-24.

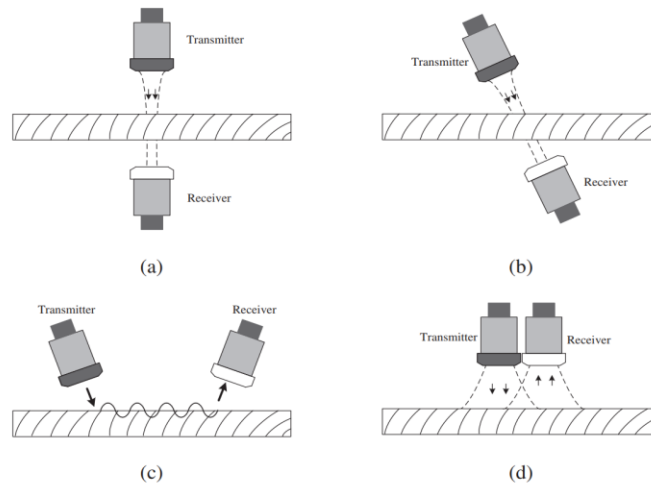


Figure 2-24: Dispositions possibles des sondes ultrasonores : (a) transmission normale, (b) transmission opposée avec un angle d'inclinaison (c) avec un angle d'inclinaison (d) mode pulse écho (Fang et al. 2017).

Plusieurs études confirment le potentiel que peut avoir cette technique comme approche de surveillance « in-situ ». Rheinfurth (Rheinfurth et al. 2012) investiguant le développement d'endommagement dans un matériau en fibre de verre, a mis en évidence la corrélation entre la diminution de la vitesse du mode A_0 , la dégradation de la rigidité et la densité de fissuration. Il a ensuite proposé un modèle de prédiction basé sur la mesure de vitesse pour estimer la quantité d'endommagement à l'intérieur du matériau. Dans une autre étude (Rheinfurth et al. 2011), la même technique de surveillance a été appliquée pour suivre la dégradation dans des tubes en fibre de verre soumis à un chargement de fatigue biaxiale. Les résultats obtenus démontrent que la formation d'endommagement par fatigue s'accompagne par une diminution de la vitesse de phase d'environ $\approx 10\%$ et d'une augmentation du coefficient d'atténuation entre $[0-20\text{m}^{-1}]$. Quaegebeur (Quaegebeur et al. 2018) a eu recours à cette technique pour contrôler la qualité des tubes en carton utilisés dans l'industrie plastique en comparant l'amplitude et le temps de vol du signal pour plusieurs configurations de défauts. Castaings (Castaings and Hosten 2008) a mis en place une approche en émission-réception appliquée à la surveillance d'un réservoir de haute pression. Les résultats obtenus sur des échantillons représentatifs montrent une sensibilité à des défauts d'humidité et des microfissures.

2.5 Modélisation numérique de l'endommagement des matériaux composites

2.5.1 Introduction :

La modélisation de l'endommagement dans les matériaux composites est un domaine qui suscite beaucoup d'intérêt vu le gain en temps et en argent qu'elle peut offrir non seulement pour la phase conception mais aussi pour la prédiction des modes de rupture. Aujourd'hui, la majeure partie des modèles d'endommagement utilisés peuvent être classifiés selon deux grands axes : le premier fait référence à la mécanique d'endommagement et se base sur la définition de critères de rupture, alors que le deuxième est basé sur la mécanique de rupture et la description énergétique de l'endommagement.

2.5.2 Approches énergétiques de modélisation

2.5.2.1 Présentation des modes de propagation

En général, la rupture d'un matériau se résulte de la combinaison des trois modes élémentaires : mode d'ouverture (mode I), mode de cisaillement dans le plan (mode II) et mode de cisaillement hors plan (mode III).

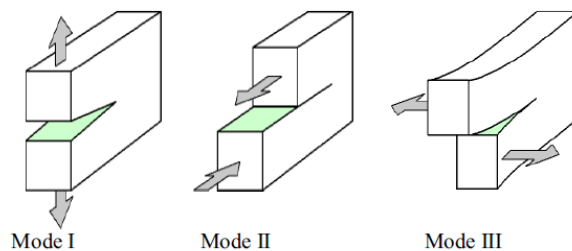


Figure 2-25 : Modes élémentaires de rupture.

Pour prédire la propagation d'un défaut de délaminage, on mesure la résistance interlaminaire pour chacun des modes de base G_I , G_{II} et G_{III} . Le calcul de la valeur critique du taux de restitution d'énergie G_c se fait par des tests expérimentaux sur des coupons normalisés. Les normes ASTM proposent deux essais : ASTM D5528-01 dédié au calcul du mode I (double cantilever beam, DCB) et le ASTM D6671-01 est relatif au mode mixte I/II (mixed-mode bending, MMB). Pour les modes

II et III, il n'existe toujours pas de norme, mais plusieurs propositions ont été suggérées pour les mesurer (Russell 1982) (Dean, Davidson, and Sun 2006).

La Figure 2-26 montre la distribution des valeurs de rupture pour un matériau composite en fibre de carbone (IM7/E7T1-2). Ce graphique présente la valeur critique de l'énergie de déformation restituée pour différents ratios de mixité des modes. En analysant cette figure on remarque la valeur de G_c augmente d'une façon monotone en fonction du ratio $\frac{G_{II}}{G_T}$ qui varie entre 0 (pour le mode I pur) et 1 (pour le mode II pur). On observe aussi que la dispersion des valeurs limites augmente en allant vers le mode II, O'Brien (O'Brien 1998) explique ce comportement par la variété des micro-mécanismes complexes mise en jeu dans un matériau composite.

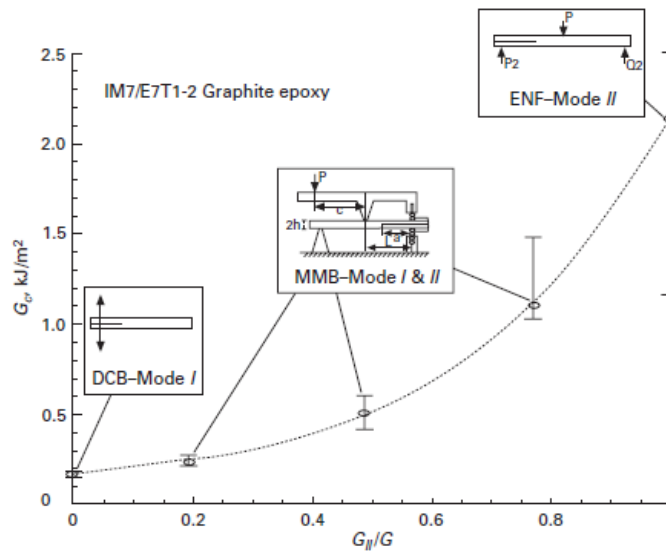


Figure 2-26- Critère de délaminage en mode mixte (Sridharan and de Moura 2008).

Pour qu'un défaut de délaminage se propage, il faut que ce dernier satisfasse un critère de rupture. Dans le cas le plus simple où on est en présence d'un chargement pure en mode I, II ou III, la rupture se produit si le taux de restitution d'énergie atteint la valeur critique G_c du mode sollicité, dans ce cas le critère de rupture s'écrit sous la forme :

$$\frac{G_I}{G_{Ic}} = 1 \quad ; \quad \frac{G_{II}}{G_{IIc}} = 1 \quad ; \quad \frac{G_{III}}{G_{IIIc}} = 1 \quad (2.15)$$

Néanmoins cette situation est peu fréquente en service. En effet, les chargements appliqués sont souvent complexes et le mode d'endommagement est le résultat de la contribution des trois modes principaux. Dans ce cas, la définition de critères en mode-mixte est nécessaire pour tenir compte de la contribution de chacun de ces modes. Les travaux réalisés par Reeder (Reeder 2006) (Figure 2-27) mettent en évidence la variation de l'énergie de rupture pour différents matériaux composites.

Cette dispersion du comportement explique la difficulté à trouver une formulation générale des critères de rupture.

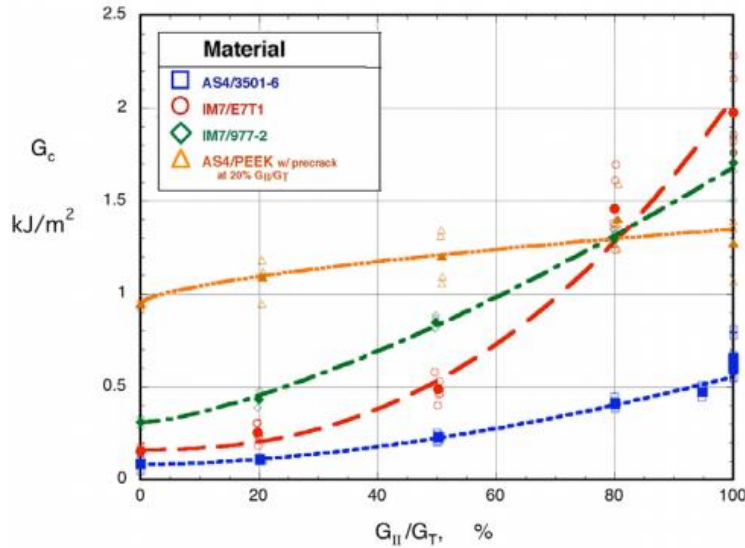


Figure 2-27: Comparaison des taux de restitution d'énergie critique pour différents matériaux composites.

2.5.2.2 Critères de propagation du délaminage

Dans la suite, une présentation des principaux critères de propagation sous chargement mixte :

a) Critère de puissance

Ce critère a été développé par Wu and Reuter (1965), il s'écrit sous la forme :

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^\beta + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^\gamma \geq 1 \quad (2.16)$$

avec α, β et γ des coefficients de pondération fixés expérimentalement. Cette formulation est très répandue vue la vaste gamme de réponse de rupture qu'elle peut couvrir. Pour $\alpha = \beta = \gamma = 1$, on retrouve la loi linéaire utilisée si aucun mode n'est privilégié.

b) Critère de Benzeggagh et Kenane B-K

Ce critère développé par Benzeggagh et Kenane (Benzeggagh and Kenane 1996), permet une meilleure description des résultats expérimentaux. Il s'agit du critère le plus utilisé en mode mixte puisqu'il ne requiert que la définition d'une seule variable autre que l'énergies de rupture.

$$\frac{G_I + G_{II}}{G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left[\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right]^\eta} \geq 1 \quad (2.17)$$

η : paramètre à déterminer expérimentalement.

c) *Critère de Reeder*

Reeder (Reeder 2006) propose une extension du critère de B-K pour faire la différence entre le mode II et III lors du calcul du taux de restitution de l'énergie. Ce critère est donné par :

$$\frac{G_I + G_{II} + G_{III}}{G_{Ic} + \left(\frac{G_{II}(G_{IIc} - G_{Ic}) + G_{III}(G_{IIIc} - G_{Ic})}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right) \left[\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right]^{\eta-1}} \geq 1 \quad (2.18)$$

Ces différentes lois sont maintenant intégrées dans les codes de calcul commerciaux tel que Ansys, Abaqus et MSC-Marc. Toutefois les paramètres de chaque modèle doivent être correctement définis pour bien modéliser le comportement à la rupture.

2.5.2.3 Outils de simulation numérique de délaminage

a) *La VCCT (Virtual Crack Closure Technique)*

Fondée sur la théorie de la mécanique linéaire de la rupture, la VCCT (Virtual Crack Closure Technique) compte parmi les méthodes numériques les plus répandues pour simuler la propagation de la délamination dans les structures composites (Griffith 1921). Cette technique est basée sur l'hypothèse d'Irwin qui stipule que l'énergie libérée à l'ouverture d'une fissure d'un incrément Δa est égale à la même quantité d'énergie nécessaire à sa fermeture (Irwin 1947). L'avantage de la méthode VCCT c'est qu'elle propose une définition explicite des trois modes d'ouverture qui peuvent être calculés à partir des forces et des déplacements nodaux aux alentours du front de fissure. Une revue bibliographique détaillée est proposée par Krueger (Krueger 2004) où il explique les paramètres de calcul pour plusieurs éléments de maillage en 2D et 3D.

Un exemple de calcul pour un problème plan modélisé par des éléments à quatre nœuds est exposé dans la Figure 2-28. En effet, pour une fissure de longueur initiale (a) se propageant entre le point ℓ et i d'une distance Δa , l'énergie nécessaire à la fermeture de fissure ΔE est donnée par :

$$\Delta E = \frac{1}{2} [X_i \cdot \Delta u_l + Z_i \cdot \Delta w_l] \quad (2.19)$$

Avec :

X : Force de réaction linéique selon l'axe X.

Z : Force de réaction linéique selon l'axe Z.

u : Déplacement selon l'axe X.

w : Déplacement selon l'axe Z.

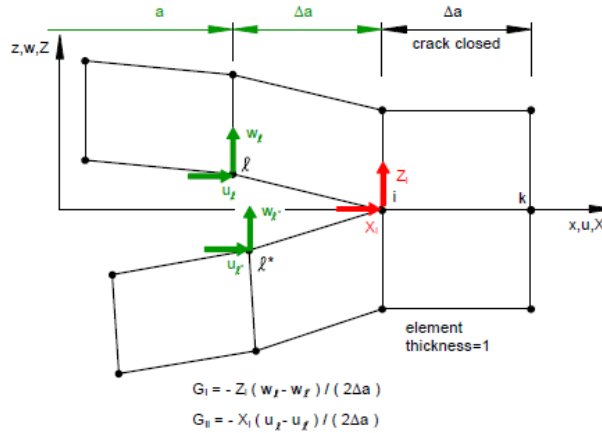


Figure 2-28 : calcul de la VCCT pour un élément quadratique (Krueger 2004)

Les taux de restitution d'énergie pour le mode I et II sont calculés comme suit :

$$G_I = - \frac{Z_i (w_l - w_{l'})}{2\Delta a} \quad (2.20)$$

$$G_{II} = - \frac{X_i (u_l - u_{l'})}{2\Delta a} \quad (2.21)$$

Les travaux menés par Krueger (Krueger, Goetze, and Ransom 2006) ont démontré la capacité de cette technique à modéliser la propagation de délaminage pour les trois modes de rupture. L'auteur a aussi étudié l'influence de quelques paramètres tels que la taille et le type des éléments de maillage sur la valeur de la distribution de l'énergie, ainsi que la force nécessaire à la propagation. Dans une étude menée sur un panneau raidi soumis à un chargement en cisaillement, Krueger (Krueger 2009) a implanté la VCCT le long de la semelle du raidisseur. Les résultats ont permis de suivre l'évolution de la distribution d'énergie et la contribution de chaque mode de rupture durant la phase de post-flambage. Paris et al (Paris, Krueger, and O'Brien 2004) ont eu recours à cette technique pour évaluer la valeur de G au front d'un défaut de délaminage. cette approche a permis de mettre en place une stratégie de prédiction de la durée de vie en fatigue pour différents chargements appliqués.

Cette formulation est néanmoins limitée car cette technique requiert la définition d'une préfissure initiale et donc connaître au préalable le chemin de propagation. La technique VCCT est donc plus

adaptée à l'étude de la phase de propagation où la position du délaminage est connue d'avance à titre d'exemple : les problèmes de décollement d'un raidisseur (Bertolini et al. 2009) ou pour estimer la force de résistance à la délamination (Wimmer et al. 2009).

b) Loi de comportement cohésive : CZM

La modélisation par zone cohésive offre d'importantes perspectives puisqu'elle permet de caractériser la résistance à l'interface entre deux éléments collés. Basée sur la mécanique de rupture, cette technique permet de surmonter certaines limitations liées à la VCCT en prévoyant à la fois l'initiation et la propagation d'endommagement.

L'implantation de la CZM peut se faire à travers des éléments de contact ou cohésifs qu'on suppose suffisamment minces pour ne pas modifier les dimensions de la structure et auxquels on attribue un modèle d'endommagement (*ANSYS Mechanical User's Guide* 2013). Le modèle cohésif est régi par une loi de comportement appelée aussi loi d'interface qui établit la relation entre les contraintes et les sauts de déplacement relatif à chaque mode d'ouverture. Ce modèle permet de caractériser la résistance de l'interface en traction, en cisaillement ou en mode combiné. Dans la bibliographie, plusieurs lois constitutives ont été proposées (Park and Paulino 2013). Alfano (Giulio Alfano 2006) a examiné l'influence de la forme de ces lois en comparant des lois bilinéaires, paraboliques, exponentielles et trapézoïdales, appliquées à un essai DCB. La variation de la forme a montré peu d'influence sur la résistance finale, cependant les performances de calcul sont largement affectées. Les résultats montrent que la loi trapézoïdale est la moins performante en termes de stabilité et de convergence alors que la loi exponentielle fournit les résultats les plus exacts. La loi bilinéaire quant à elle offre le meilleur compromis entre temps de calcul et précision des résultats.

Grâce à la polyvalence qu'elle peut offrir, la CZM a été implantée pour traiter plusieurs problèmes de décollement. Liu et al (Liu et al. 2015) utilisaient cette méthode pour l'étude de la propagation de la délamination autour d'un défaut placé au centre d'une plaque soumise à un chargement de compression. De même Deng et al (Deng et al. 2017) évaluaient la délamination autour d'un défaut circulaire après flambage. May (May 2015) et Zhang (X. Zhang, Bianchi, and Liu 2012) s'intéressaient à l'évaluation de l'étendue de l'endommagement interlaminaire suite à un essai d'impact. La technique de modélisation par zone cohésive est aussi appliquée lorsqu'il s'agit d'étudier des joints collés puis qu'elle permet de prévoir la résistance de la couche d'adhésifs en ne nécessitant que très peu de paramètres. Dans son article, Campilho (Campilho et al. 2013) a

testé plusieurs lois cohésives puis a établi des recommandations pour la caractérisation des joints collés. La Figure 2-29 illustre le comportement mécanique de l'interface présentée par une loi bilinéaire en traction. Cette courbe est composée de deux parties : une première avec une zone élastique dans laquelle la réponse de l'élément cohésif est linéaire et réversible. Cette zone est limitée par un déplacement \bar{u}_n , pour lequel la contrainte atteint sa valeur maximale σ_{max} . La deuxième partie de la courbe correspond à la phase d'endommagement. Cette phase est caractérisée par la définition d'un paramètre d'endommagement d variant de 0 (état sain) à 1 (état rompu). Ce paramètre caractérise la dégradation de la résistance de la surface en fonction du chargement. La rupture complète d'élément cohésif se produit quand la distance entre deux nœuds habituellement confondus atteint sa valeur limite u_n^c . La surface au-dessous de la courbe représente l'énergie critique de rupture G_c . À chaque instant, la valeur de la contrainte est donnée par :

$$\sigma = K \delta_0 (1 - d) \quad (2.22)$$

K : pseudo rigidité d'interface.

δ_0 : limite élastique en déplacement.

d : paramètre d'endommagement.

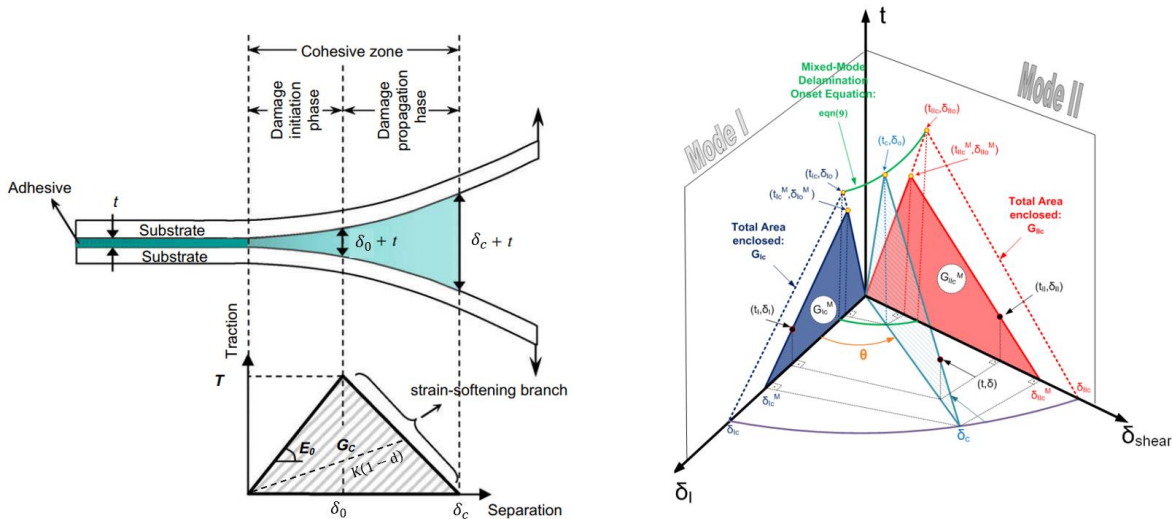


Figure 2-29 : processus de dégradation d'une zone cohésive selon une loi bilinéaire (Khoramishad et al. 2010)

La simulation du délaminage en utilisant des éléments cohésifs nécessite une bonne description de la loi séparation particulièrement lorsqu'il s'agit d'un chargement complexe où différentes modes

d'ouverture sont mises en jeu. De plus, cette méthode est fortement dépendante du maillage appliqué, un nombre d'éléments suffisant est exigé pour pouvoir calculer correctement les contraintes au niveau de la pointe de la fissure. Plusieurs travaux ont investigué la taille optimale des éléments cohésifs (Turon et al. 2007) (Millán and Armendáriz 2015). Alfano (Alfano and Crisfield 2001) a montré qu'un maillage trop grossier entraînerait des oscillations au niveau de la courbe force-déplacement. Cet effet est plus accentué lorsqu'il s'agit d'un couplage de modes. Barua et al (Barua and Bose 2007) recommande de mener des études préliminaires sur des modèles élémentaires DCB, ENF pour valider les paramètres de la loi cohésive avant toute étude complexe.

2.5.3 Approches basées sur la mécanique d'endommagement : Analyse progressive d'endommagement (PFA)

2.5.3.1 Présentation de la technique d'endommagement progressif

La technique d'endommagement progressif est une approche émergente qui suscite beaucoup d'intérêt puisqu'elle permet de traiter plusieurs scénarios d'endommagement. Parmi les applications de cette méthodologie on peut mentionner les travaux de Su et Pietropaoli (Z. C. Su et al. 2015), (Pietropaoli 2012) qui utilisaient cette technique pour identifier la séquence de rupture dans des plaques avec trou fabriquées en fibre de carbone. Masmanidis (Masmanidis and Philippidis 2015) fait recours à cette approche pour décrire la dégradation dans la couche d'adhésif d'un joint collé soumis à un chargement de traction. Dans d'autres études (Tserpes, Papanikos, and Kermanidis 2001), (Kapidžić, Nilsson, and Ansell 2014), c'est le matage et la résistance limite qui ont été investigués pour des assemblages rivetés et boulonnés fabriqués en CFRP. Bisagni (Bisagni and Vescovini 2010) et Romano (Romano et al. 2015) ont implanté cette technique pour identifier le site et le scénario d'endommagement en post-flambage dans des panneaux à raidisseurs.

Concrètement, cette technique fait appel à des critères de ruptures permettant de prédire différents modes de rupture. Ce concept est basé sur l'évaluation de l'état de contrainte au niveau local du laminé et des résistances limites associées. Si un critère de rupture est satisfait pour un élément donné, la rigidité de ce dernier sera dégradée selon une loi de dégradation propre au mode d'endommagement mis en jeu. Une démarche incrémentale en chargement est alors appliquée jusqu'à l'atteinte de la rupture complète de la structure. L'organigramme de cette approche est illustré par la Figure 2-30.

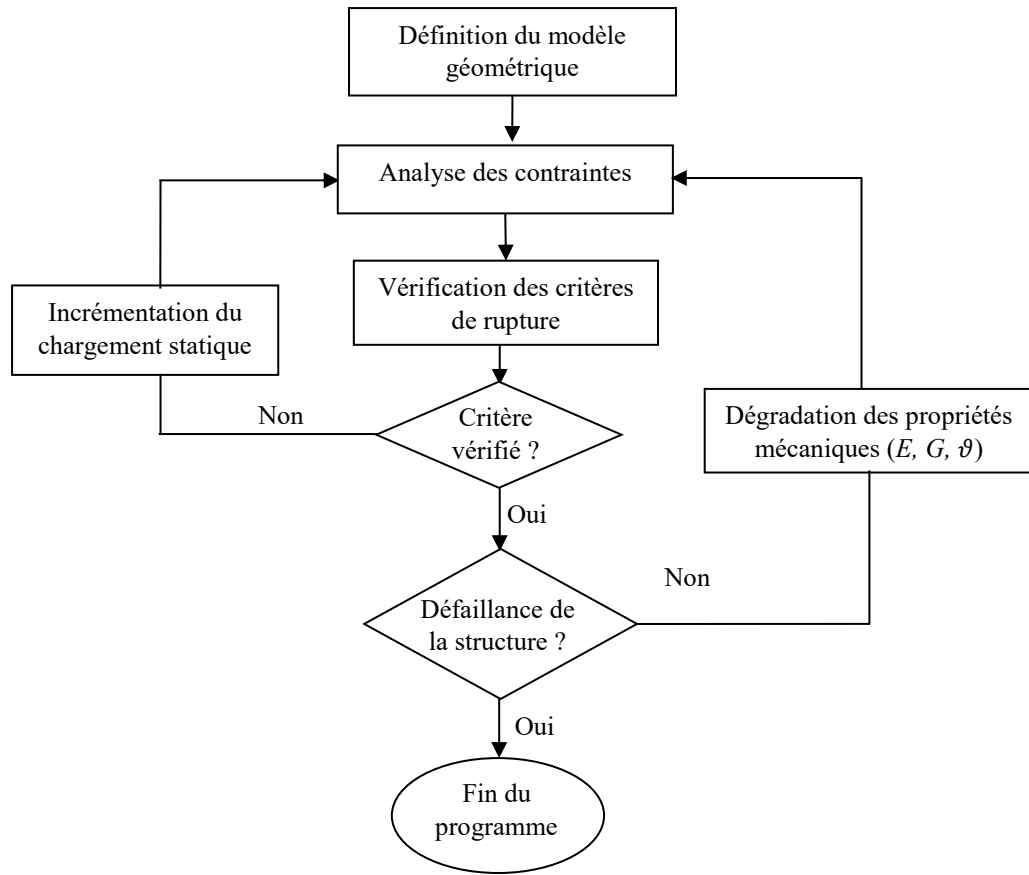


Figure 2-30: Organigramme du modèle d'endommagement progressif.

Plusieurs critères de rupture sont proposés dans la littérature, partant du simple critère qui compare la valeur de la contrainte ou de la déformation à la résistance limite du matériau dans le plan du laminé (Sun and Tao 2004) (Edge 2004) jusqu'aux modèles plus complexes prenant en compte l'interaction de plusieurs contraintes (Tsai and Wu 1971), (Rotem 2004), (Puck and Schurmann 2002). Une revue de ces critères est présentée par (Orifici, Herszberg, and Thomson 2008). Parmi les critères les plus répandus on trouve celui proposé par Hashin (Hashin and Rotem 1973). Ce critère permet une discrimination entre la rupture des fibres, de la matrice et la délamination. Chang-Chang (Chang and Chang 1987) propose un critère quadratique similaire mais en tenant compte de la non linéarité entre la déformation et la contrainte en cisaillement (eq.2.23) dans la loi constitutive du matériau. Ce critère a été étendu en 3D par Olmedo pour l'étude d'un joint boulonné (Olmedo and Santiuste 2012).

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3 \quad (2.23)$$

La littérature présente aussi d'autres critères tels que le critère de Puck (Puck and Schurmann 2002) et LaRC04 (Pinho et al. 2005) qui introduisent l'identification du plan critique de rupture pour les modèle 3D. Cependant leur mise en œuvre est souvent plus laborieuse et requiert plusieurs paramètres expérimentaux.

D'une façon générale, la loi de comportement d'un matériau orthotrope peut s'écrire sous la forme (*ANSYS Mechanical User's Guide* 2013) :

$$\sigma = [D]_d \varepsilon \quad (2.24)$$

σ : Champ de contrainte nominale de Cauchy.

$[D]_d$: Matrice de rigidité dégradée.

ε : Champ de déformation élastique total.

$$[D]_d = \begin{bmatrix} \frac{C_{11}}{(1-d_m)} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & \frac{C_{22}}{(1-d_m)} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & \frac{C_{33}}{(1-d_m)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{44}}{(1-d_s)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{55}}{(1-d_s)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{66}}{(1-d_s)} \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.25)$$

Avec les termes C_{ij} de la matrice de compliance

$$C_{11} = \frac{1-\vartheta_{23}\vartheta_{23}}{E_2 E_3 \Delta}; C_{12} = \frac{\vartheta_{21}+\vartheta_{31}\vartheta_{23}}{E_2 E_3 \Delta}; C_{13} = \frac{\vartheta_{31}+\vartheta_{21}\vartheta_{32}}{E_2 E_3 \Delta}$$

$$C_{22} = \frac{1-\vartheta_{13}\vartheta_{31}}{E_1 E_3 \Delta}; C_{23} = \frac{\vartheta_{32}+\vartheta_{12}\vartheta_{31}}{E_1 E_3 \Delta}; C_{33} = \frac{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}}{E_1 E_2 \Delta};$$

$$C_{44} = G_{23}; C_{55} = G_{31}; C_{66} = G_{12}$$

$$\text{Avec } \Delta = \frac{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}-\vartheta_{23}\vartheta_{23}-\vartheta_{31}\vartheta_{13}-2\vartheta_{21}\vartheta_{32}\vartheta_{13}}{E_1 E_2 E_3}$$

d_f, d_m et d_s sont respectivement les paramètres de dégradation de la rigidité compris entre $[0, 1]$.

Ils sont liés respectivement aux fibres, à la matrice et au cisaillement entre fibre-matrice.

Le tableau 2-5 présente les critères de rupture développés par Hashin en tension et en compression pour les différents modes de rupture.

Table 2-5: Critères de rupture d'Hashin.

Mode de rupture	Dégradation des propriétés mécaniques	
	Tension	Compression
Rupture de fibre	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} > 1$	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 > 1$
Rupture de matrice	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} > 1$	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} > 1$
Décohésion	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} > 1$	
Délamination	$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} > 1$	$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} > 1$

2.5.3.2 Lois de dégradation du matériau

En absence de consensus, plusieurs lois de dégradation de la rigidité ont été proposées. Dans la plupart des cas, ces modèles proposent d'appliquer un facteur de dégradation afin de réduire la rigidité de l'élément endommagé. Les premières études considéraient une perte totale de la rigidité (Mahmood M. Shokrieh 2000) (Tserpes, Papanikos, and Kermanidis 2001) mais des recherches ont démontré que même après l'apparition d'endommagement, la structure peut continuer à supporter des chargements (Pietropaoli 2012). Ainsi il parait plus rationnel d'opter pour des lois de dégradation partielles plus stables numériquement. Toutefois aucun consensus ne ressort quant aux valeurs des coefficients de dégradation qui varient selon les études et le matériau étudié (F. Chang and Chang 1987), (Tserpes, Papanikos, and Kermanidis 2001), (Riccio and Marciano 2005).

Table 2-6: Lois de dégradation.

Mode de rupture	Dégradation complète (Mahmood M. Shokrieh 2000)	Dégradation partielle (Olmedo and Santiuste 2012)
Rupture de fibre	$E_{ij} = G_{ij} = \nu_{ij} = 0$	$E_{xx} = 0.07E_{xx}$ Tension $E_{xx} = 0.14E_{xx}$ Compression
Rupture de matrice	$E_{yy} = \nu_{xy} = 0$	$E_{yy} = 0.2E_{yy}$ $G_{xy} = 0.2G_{xy}$ $G_{yz} = 0.2G_{yz}$ Tension $E_{yy} = 0.4E_{yy}$ $G_{xy} = 0.4G_{xy}$ $G_{yz} = 0.4G_{yz}$ Comp
Décohésion	$G_{xy} = \nu_{xy} = 0$	$G_{xy} = \nu_{xy} = 0$
Délamination	$E_{zz} = G_{xz} = G_{yz} = \nu_{xz} = \nu_{yz} = 0$	$E_{zz} = G_{xz} = G_{yz} = \nu_{xz} = \nu_{yz} = 0$

2.5.3.3 Extension des critères de rupture pour l'étude des problèmes de fatigue

Initialement développés pour la statique, les modèles d'endommagement progressifs ont été adaptés à l'étude d'endommagement sous chargement de fatigue. Elle peut se faire en remplaçant les résistances limites du matériau en statique par des résistances résiduelles variables en fonction du nombre de cycles. Dans sa démarche pour modéliser l'accumulation d'endommagement dans une plaque en CFRP, Philippidis et al (Philippidis 2002) utilisait le critère de Tsai-Wu avec des résistances qui décroissent en fonction du nombre de cycles. Dans la même logique, Shokrieh (Shokrieh 2000) et Riccio (Riccio 2005) ont fait appel au critère d'Hashin modifié dans leurs travaux.

Bien que ces résultats aient démontré une bonne capacité à traiter des géométries et des chargements complexes, il reste que plusieurs paramètres sont nécessaires à la caractérisation de la dégradation des résistances pour les différentes directions du matériau. Des études ont été faites dans ce sens pour réduire le nombre de ces paramètres nécessaires (Shokrieh and Taheri-Behrooz 2010), (Lian and Yao 2010) mais sans vraiment réussir à se détourner du besoin de mener un bon nombre d'essais.

2.6 Conclusions

Dans la première partie de ce chapitre, nous avons exposé les principaux modes de défaillance susceptibles à se développer dans les structures aéronautiques. Malgré la variété des scénarios possibles, la revue a démontré que la cause principale de rupture en service est liée aux phénomènes de fissuration en fatigue pour les structures métalliques et à la délamination dans les matériaux composites. Ensuite, les trois techniques de caractérisation et de surveillance d'endommagement proposées dans ce travail de recherche sont détaillées. Pour chacune de ces techniques le principe théorique, ainsi qu'une étude bibliographique sont proposés. Enfin, le troisième volet de ce chapitre a été consacré à la définition des concepts de modélisation numérique pour la simulation de l'endommagement dans les matériaux composites. Basées sur la mécanique de rupture et de l'endommagement, le concept de la VCCT, la CZM et la méthode d'endommagement progressif PFA sont discutées. Et les avantages et les inconvénients associés à chaque technique sont mis en évidence.

Le chapitre qui suit présente la méthodologie, les essais et les montages expérimentaux proposés pour la génération et la caractérisation d'endommagement.

Chapitre 3

Méthodologie expérimentale de recherche

3.1 Présentation de la méthodologie générale

Nous détaillons dans ce chapitre la méthodologie de recherche proposée pour répondre au principal problématique de ce projet de recherche à savoir évaluer l'impact d'un endommagement mécanique sur le comportement d'une structure de type aéronautique en menant des mesures expérimentales de surveillance et en développant des modèles analytiques et numériques de prédiction.

Dans ce travail, nous avons choisi de traiter quatre structures différentes de telle façon à couvrir l'ensemble des principaux modes d'endommagement observés en service : la fissuration par fatigue dans les structures métalliques, la rupture par accumulation d'endommagement de fatigue dans les structures composites, la rupture des joints (joint hybride collé-riveté) et le flambage dans les panneaux à raidisseurs en composites.

L'ensemble des structures de l'étude sont décrites ci-dessous :

- Une structure en aluminium avec une ligne de rivets ayant les mêmes paramètres qu'un assemblage aéronautique riveté testée sous chargement cyclique pour générer une fissure de fatigue
- Des plaques en fibre de carbone tissée avec et sans défaut artificiel inséré, testées en fatigue pour évaluer le développement et l'accumulation d'endommagement jusqu'à la rupture.
- Un joint hybride fabriqué en composite, titane et en aluminium assemblés par collage et rivetage. Le joint est testé en statique puis en fatigue pour des configurations avec et sans défaut de collage.
- Un panneau à deux raidisseurs présentant une section du fuselage testé en compression pour caractériser son comportement en flambage et post-flambage et identifier les mécanismes de rupture mis en jeu.

Le défi qui se dresse face à cette variété de scénarios de rupture, est de pouvoir proposer une stratégie globale d'analyse combinant des procédures expérimentales et numériques, permettant pour chacune de ces structures d'identifier les trois points suivants : **la quantification de l'endommagement au cours du chargement, l'évaluation de son impact sur la rigidité de la structure et la prédiction des états limites (chargement à la rupture, durée de vie).**

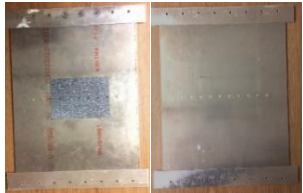
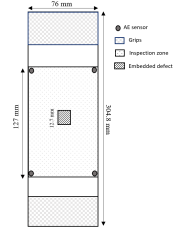
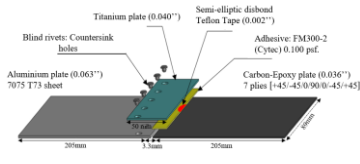
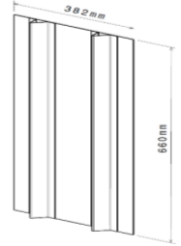
Par conséquent, pour atteindre ces objectifs, la stratégie proposée exploite des technologies avancées de surveillance de l'état des dommages dans les structures en fonction du chargement appliqué. Ces techniques permettent, après traitement de l'information, d'extraire des paramètres indicateurs de l'évolution de l'état d'endommagement dans chaque structure étudiée.

Le tableau 3.1 regroupe les quatre structures proposées : pour chacune d'entre elle on présente les détails géométriques, le chargement mécanique, les outils de surveillance et les éléments de base du modèle de prédiction proposés. La démarche suivie pour chacun des éléments peut se résumer comme suit :

- Pour la structure en aluminium avec ligne de rivets la détection de l'initiation de la fissuration en fatigue et le suivi de sa propagation sont déterminés par le suivi du nombre de salves cumulatives enregistrées par le système d'émission acoustique. La discontinuité introduite par cette fissure conduit à une concentration de contrainte qui sera caractérisée par le DIC en mesurant le champ de déplacement et de déformation dans la zone de fissuration, ceci permettra de quantifier l'évolution de la rigidité résiduelle. Enfin on propose une inspection par ondes guidées en mode « pitch-catch » par rapport à la ligne de rivets. La chute de l'amplitude d'ondes transmise est utilisée pour le suivi de la taille de fissure.
- L'étude sur des plaques en composites est réalisée en fatigue sous un chargement cyclique en tension-tension. Pour une zone d'intérêt de longueur 5in (127 mm) définie par rapport au centre de l'échantillon, on enregistre et on localise l'activité acoustique de façon à pouvoir reconstruire la séquence de développement de l'endommagement en fonction du nombre de cycles. On mesure aussi la perte de rigidité moyenne et locale autour du défaut par l'évaluation du champ de déformation. Le calcul du délai entre les temps d'arrivée successives des ondes guidées permet de suivre la chute de vitesse et de la corrélérer à la perte de la rigidité dans le matériau.

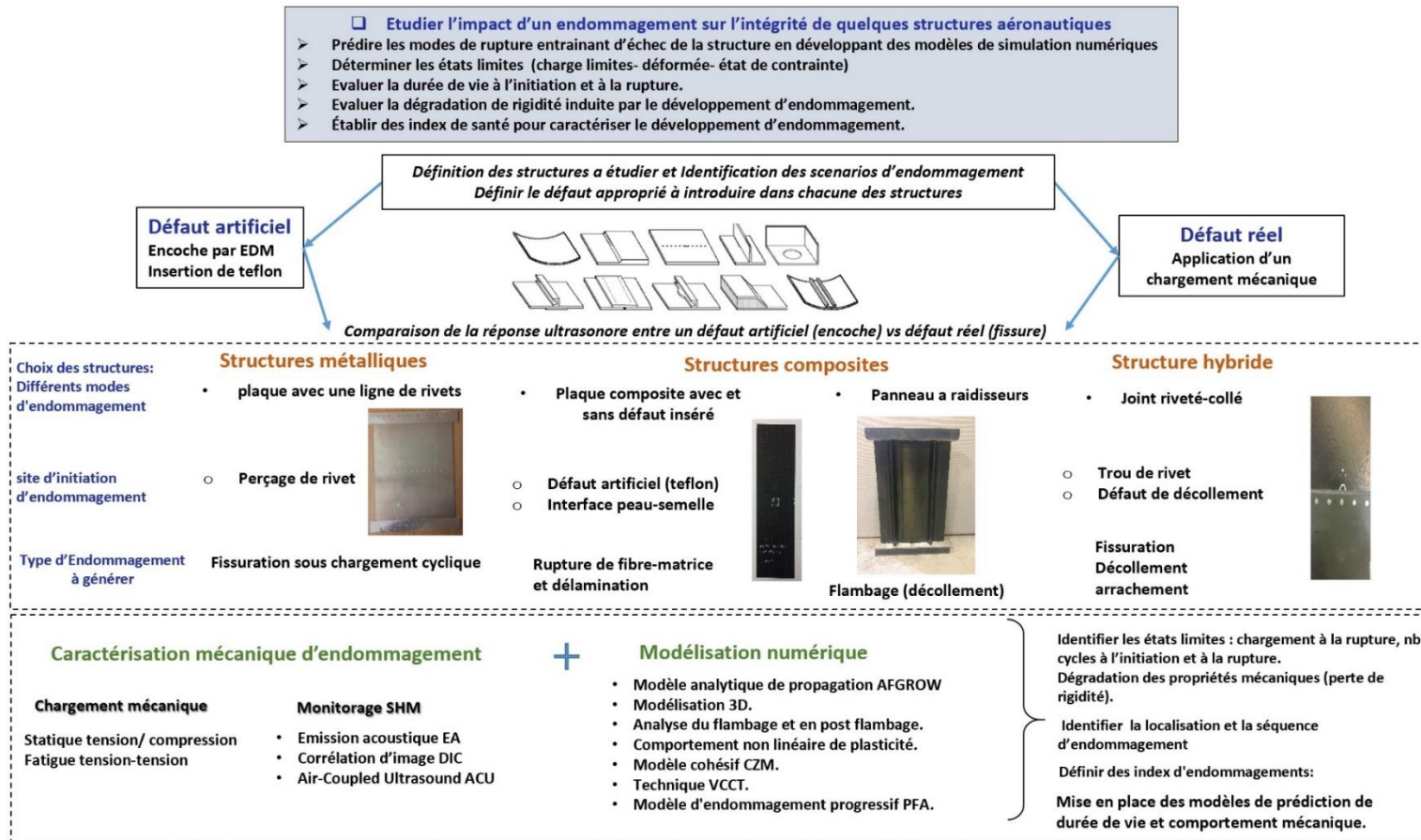
- L'étude expérimentale du joint hybride menée en statique et en fatigue consiste à mesurer la déformée en plan et hors-plan du joint par le système DIC et de relever les déformations dans la zone de recouvrement. Une analyse quantitative et paramétrique de l'activité acoustique est utilisée pour l'identification des différentes phases de rupture observées dans la courbe force-déplacement du joint. En parallèle, un modèle numérique par éléments finis a été développé, ce dernier intègre à la fois une loi cohésive (CZM) pour modéliser la résistance de la couche d'adhésif et un comportement élasto-plastique pour prédire la résistance de la ligne de rivets.
- La méthodologie proposée pour l'étude du comportement en flambage et en post-flambage d'un panneau à raidisseurs consiste à mesurer les déformées du panneau par DIC et par des jauges de déformation placées à des positions critiques de la peau et des raidisseurs. De plus, pour identifier les zones d'initiation d'endommagement, l'activité acoustique est enregistrée et localisée en utilisant un algorithme de localisation planaire. Les signaux sont ensuite classifiés et corrélés aux mécanismes d'endommagement correspondant. Le modèle par éléments finis proposé pour cette structure consiste en une analyse d'endommagement progressif où des critères de rupture de fibre, de matrice, et de délamination sont considérés. L'algorithme procède à la dégradation des propriétés mécaniques du matériau à chaque fois qu'un critère est vérifié ce qui permet de prédire la résistance ultime du panneau.

Table 3-1: synthese des structures et des conditions de test

Structure	Plaque à rivets	Plaque en composite avec et sans défaut	Assemblage par joint hybride	Panneau à raidisseurs
<i>Illustration</i>	 <p>16x18in (406.4x457.2mm)</p>	 <p>3x12in (76.2x304.8mm)</p>	 <p>3.5x12in (89x304.8mm)</p>	 <p>(660x382mm)</p>
<i>Matériau</i>	Aluminium 7075	CFRP tissé [45, 0, -45, 90] _s	Aluminium 7075-T73 Titane CFRP [+45/-45/0/90/0/-45/+45] _s .	CFRP Cytec HTS 977-2 -Skin [90/45/-45/0/-45/45] _s -Flange [90/45/0/-45/0] _s
<i>Chargement</i>	Fatigue : tension-tension $F_{max} = 40KN$ $f=3Hz$ $R=0.1$	Fatigue : tension-tension $F_{max} = 55KN$ $f=7Hz$ $R=0.1$	<ul style="list-style-type: none"> • Statique tension • Fatigue : tension-tension $F_{max} = 7 KN$ $f=3Hz$ $R=0.1$ 	Chargement incrémental en compression
<i>Type d'endommagement à générer</i>	Fissure de fatigue	Accumulation d'endommagement par fatigue	Décollement (partie collée) Fissure de fatigue (partie rivetée)	Délamination, décollement, rupture de fibre/ matrice
<i>Technologies de surveillance</i>	EA-DIC-ACU	EA-DIC-ACU	EA-DIC	EA-DIC-SG
<i>Paramètres mesurés</i>	EA : le nombre cumulatif de salves, amplitude. DIC : Mesures des champs de déplacement et de déformations (évaluation de la rigidité). ACU : amplitude de l'onde	EA : le nombre cumulatif de salves, DIC : Mesures des champs de déplacement et de déformations (évaluation de la rigidité) ACU : vitesse de l'onde transmise	EA : le nombre cumulatif de salves, amplitude, énergie. DIC : Mesures des champs de déplacement et de déformations (évaluation de la rigidité)	EA : le nombre cumulatif de salves, amplitude, classification des signaux AE. DIC : Mesures des champs de déplacement et de déformations (évaluation de la rigidité). SG : jauges de déformation.
<i>Modèle de prédiction proposé</i>	Chute de l'amplitude ACU $Amp_{ACU}=f(N)$.	Chute de la vitesse de propagation $V_{ACU}=f(N)$.	Modèle EF : basé sur CZM et plasticité.	Modèle EF : basé sur analyse d'endommagement progressif (PFA).

3.2 Organigramme de la démarche de recherche et l'interaction des différents éléments

Dans ce graphe on présente les principaux objectifs de recherche identifiés ainsi que la démarche proposée pour les atteindre. L'organigramme définit le choix des quatre structures à étudier sous chargement mécanique, les paramètres de mesures à réaliser ainsi que les résultats et les modèles à développer.



3.3 Présentation des équipements de surveillance déployés

Cette section présente les trois systèmes de surveillance utilisés pour caractériser l'initiation et le développement d'endommagement au cours des essais mécaniques. Ici on détaille pour chaque technique le dispositif et les paramètres d'acquisition utilisés au cours des mesures réalisés.

3.3.1 Acquisition et de traitement des signaux d'émission acoustique

Pour la surveillance de l'activité acoustique, on fait appel au système μ DiSP de la compagnie Physical Acoustics System. Ce système d'émission acoustique est composé d'un module d'acquisition comprenant deux cartes PCI/DSP-4 qui permettent de brancher huit capteurs d'émission acoustique. Compte tenu de la variété des modes d'endommagement à traiter, des capteurs piézo-céramiques à large bande fréquentielle [100-900 kHz] sont utilisés. La réponse fréquentielle de ces capteurs est illustrée par la Figure 3-1.

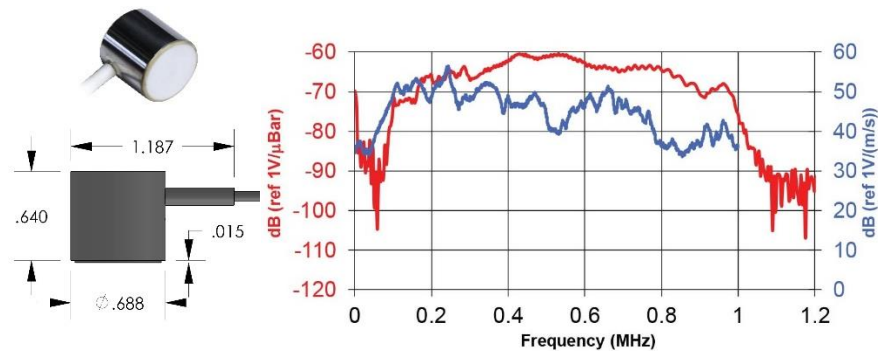


Figure 3-1 : réponse fréquentielle des capteurs EA (“Physical Acoustics Corporation.” 2019).

Pour tous les essais, les signaux captés sont amplifiés par un préamplificateur à 40dB branché entre le capteur et le système d'acquisition tel que présenté dans la chaîne d'acquisition Figure 2-17 .

Le réglage des paramètres d'acquisition se fait à travers l'interface du logiciel AEwin du system PAC. Les principaux paramètres à définir avant chaque essai sont :

- *Le seuil de détection (threshold)* : c'est la valeur limite en dB en dessous de laquelle le signal n'est pas enregistré. Ce seuil permet de filtrer les bruits liés au frottement et à la machine. Dans le cas de nos essais cette valeur a été fixée entre [45-60dB].
- *Le temps de définition du Hit (Hit definition time HDT)* : définit l'intervalle de temps entre deux dépassements successifs pour qu'un signal soit considéré comme deux hits différents.

- *Le temps de définition du Peak (Peak definition time PDT)* : définit le temps au bout duquel la valeur maximale du signal sera atteinte.
- *Le temps de verrouillage (Hit lock-out time HLT)* : C'est le temps d'attente avant l'acquisition d'un nouveau hit.
- *Event Definition Value (EDV)* : c'est la distance entre le premier et le dernier capteur atteint par le signal acoustique.
- *Event Lockout Value (ELV)* : c'est une distance ou un temps qui contrôle l'intervalle entre deux évènements successifs, ainsi un ELV supérieur à EDV permet d'éliminer, pendant sa durée, les signaux reçus après un évènement localisé.

Table 3-2: Paramètres d'acquisition pour le système d'émission acoustique

Structure	Paramètres du système d'émission acoustique (AEwin)							
	Paramètres d'acquisition				Paramètres de localisation			
	Threshold (dB)	HDT (μs)	PDT (μs)	HLT (μs)	V_l (m/s)	V_t (m/s)	EDV (mm)	ELV (mm)
Plaque avec ligne de rivet	50	600	300	1000	5400	5400	250	300
Plaque en CFRP tissé	60	800	200	1000	5200	4800	140	160
Joint hybride	50	800	200	1000	-	-	-	-
Panneau à raidisseurs	45	800	200	1000	5200	5000	450	480

Le traitement des données est réalisé par le logiciel Noesis (“Physical Acoustics Corporation.” 2019) dédié à la classification et au traitement des signaux acoustiques. Ce logiciel de post traitement offre plusieurs possibilités permettant d'extraire les caractéristiques des salves et fournir des analyses quantitatives sur l'activité acoustique. Le logiciel intègre aussi des algorithmes de reconnaissance de formes statistiques et des traitements par réseaux de neurones permettant de réaliser des études de classification supervisée et non supervisée.

En parallèle de l'acquisition continue de l'activité acoustique, on propose une stratégie de localisation basée sur l'algorithme de localisation planaire proposé par le logiciel AEwin du système MISTRAS ("AEwin Software User's Manual" 2003). Cet algorithme est fondé sur le calcul de la différence des temps d'arrivés (ToA) par rapport au premier capteur sollicité par l'onde ultrasonore (first hit sensor Figure 3-2). L'établissement de cette technique nécessite au moins trois capteurs et requiert la définition des vitesses de propagation longitudinale et transversale associé au matériau étudié.

L'algorithme de calcul se base sur la relation temps-distance :

$$d = v * t \quad (3.1)$$

avec d est la distance entre le capteur et la source d'EA, déterminée par la norme euclidienne de ce vecteur. Ainsi, le calcul du temps relatif entre les trois capteurs permet d'établir le système d'équation suivant :

$$\left. \begin{aligned} \Delta t_{21} &= \sqrt{(x_2 - x_s)^2 - (y_2 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - x_s)^2} / v \\ \Delta t_{31} &= \sqrt{(x_3 - x_s)^2 - (y_3 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - x_s)^2} / v \end{aligned} \right\} (x_s, y_s) \quad (3.2)$$

Δt_{21} est la différence du temps d'arrivé du deuxième capteur par rapport au premier avec (x_s, y_s) sont les coordonnées de la source EA à localiser

$$\Delta t_{41} = \sqrt{(x_4 - x_s)^2 - (y_4 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - x_s)^2} / v$$

Dans tous les essais menés au cours de ce projet de doctorat la localisation est réalisée par quatre capteurs. L'équation supplémentaire est utilisée par le programme pour améliorer la précision de la position calculée en effectuant des analyses de régression multiples ("AEwin Software User's Manual" 2003). Souvent le système requiert un calibrage préliminaires réalisé par mine de crayon pour déterminer la vitesse de propagation et les paramètres optimaux d'acquisition assurant l'exactitude des coordonnées de localisation fournies (Wu 2015).

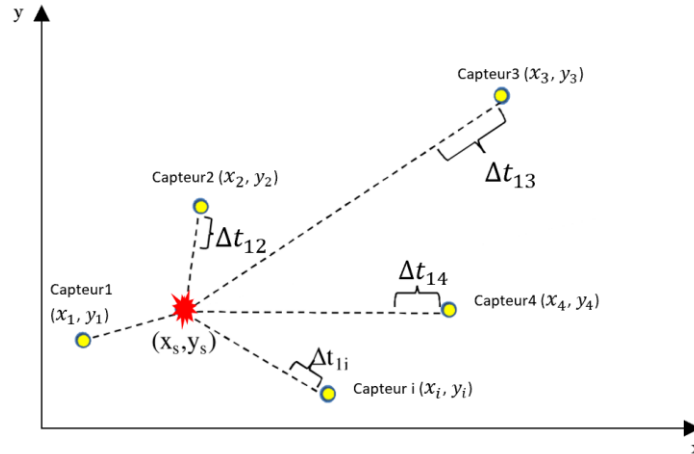


Figure 3-2 : Principe de détermination de la localisation d'une source d'EA.

3.3.2 Mesure de la déformée par la technique de corrélation d'image DIC

Dans cette étude on fait recours au système commercial de corrélation d'image VIC-3D (Figure 3-3) de la compagnie *Correlated solutions* ("Correlated Solutions:" 2018). Ce système permet de mesurer les trois composantes du champ de déplacement et les déformations à la surface d'un échantillon ayant des dimensions entre [1mm, 10m]. Cet instrument est équipé par deux cameras de 2M pixels avec un objectif de 75mm. Il peut aussi supporter l'utilisation simultanée de quatre paires de caméras et permet de reconstituer un champ global à partir des résultats de chaque pair.

En pratique, le suivi par corrélation d'image d'une structure sous chargement se fait par des mesures stéréoscopiques où chaque point de la surface est numérisé en pixel dans le plan d'image spécifique à chaque caméra. Les images enregistrées sont traitées par le logiciel VIC3D-7 grâce un algorithme de corrélation permettant d'extraire les champs de déplacement et de déformation.

Avant toute mesure, chaque paire de caméra doit être obligatoirement calibré. Cette étape consiste à prendre plusieurs images d'un damier sous différents angles de vue grâce à l'interface du logiciel Vic snap. Le but étant de repérer certains points particuliers sur ces images pour déterminer les paramètres intrinsèques (distance focale, rapport d'image, centre du capteur), extrinsèques (position relative des deux camera : calcul des positions spatiales X, Y, Z, les trois angles de rotation) et la distorsion entre les caméras. Une fois que la phase de calibration est réalisée, les caméras doivent garder la même position tout au long de l'essai.

L'acquisition pour les essais quasi-statique se fait en fixant un intervalle de temps (1s dans notre cas) alors que pour les essais en fatigue le système a été synchronisé avec le signal de la force de

commande de la machine MTS de telle sorte à ce que les enregistrements soient pris au maximum du chargement.

Dans le cas de ce travail de recherche, les surfaces des structures à caractériser ne sont pas naturellement contrastées. Par conséquent toutes les zones d'intérêt ont été peintes par une fine couche sous forme de mouchetis. Le tableau 3-3 présente les zones d'intérêt pour chacune des structures à étudier.

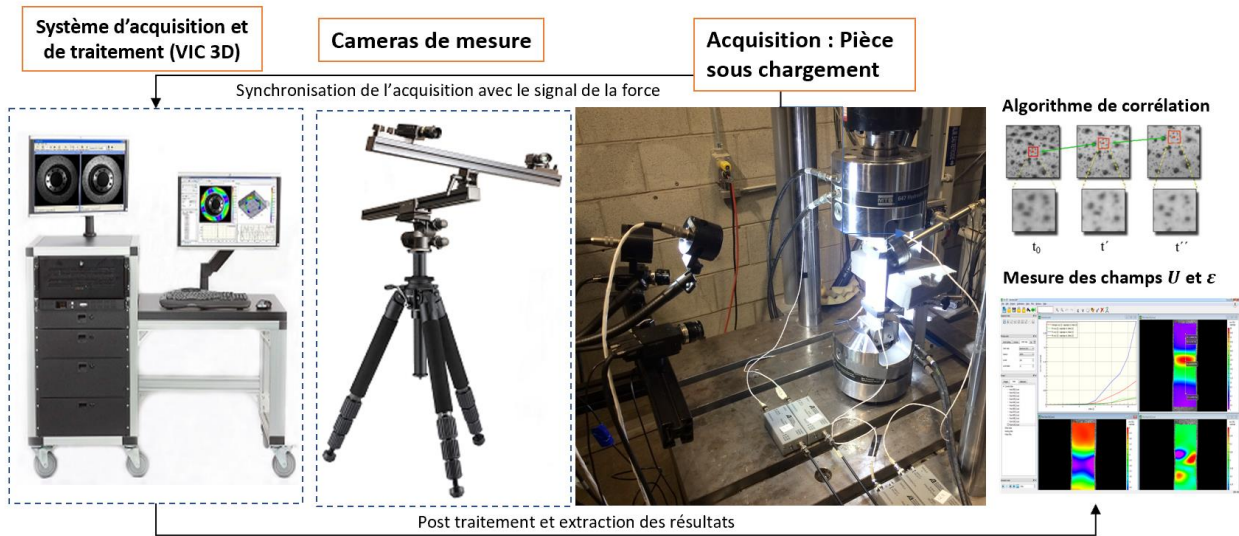


Figure 3-3: Système de corrélation d'image VIC3D.

Table 3-3: Identification de la zone de mesure par DIC

Structure	Plaque avec ligne de rivet	Plaque en CFRP tissé	Joint hybride	Panneau à raidisseurs
Fréquence d'acquisition	Fatigue :2000 cycles	Fatigue :1000 cycles	Statique : 1 photo/s Fatigue :1000 cycles	1 photo/s
Zone de mesure				

3.3.3 Surveillance par ondes guidées : système ultrasons à couplage à air (ACU)

La surveillance de l'endommagement par ondes guidées est assurée grâce à un système ultrasons à couplage à air (ACU) développé par l'institut I₂M. Cet équipement est composé de deux transducteurs capacitifs de forme circulaire ayant un diamètre de 50 mm avec une bande fréquentielle entre [0.1-0.8MHz]. Ces sondes fonctionnent sur le principe d'un condensateur dont l'une des armatures est une membrane métallisée et l'autre une plaque métallique de rugosité contrôlée par micro-sablage et sont particulièrement adaptées à la génération et la détection d'ondes de Lamb (Siryabe 2016). Les deux sondes sont placées sur les deux bords de zone d'inspection à une distance avoisinant les 20 mm (Figure 3-4). Pour générer le mode souhaité à une fréquence donnée, l'angle de la sonde par rapport à la normale du plan d'inspection est déterminé par la loi de Snell-Descartes (Castaings and Cawley 1996):

$$\theta_m = \sin^{-1} \frac{V_{air}}{V_{mode\ generé}} \quad (3.3)$$

L'angle de la sonde réceptrice est ajusté de telle sorte à maximiser l'énergie captée de l'onde transmise. Pour éviter la transmission directe, tous les essais sont réalisés en plaçant un isolant en mousse entre deux transducteurs. L'excitation de la sonde émettrice est assurée par un générateur de fonction envoyant un signal sinusoïdal progressif d'amplitude constante de 200V avec une fréquence de balayage entre 100KHz à 600KHz.

Les paramètres d'acquisition tels que les fréquences de filtrages, l'intervalle acquisition successive, et le nombre d'échantillonnage sont définis à travers une interface LabVIEW. Cette interface assure aussi la synchronisation du système d'acquisition avec la machine MTS en considérant le signal de la force de commande comme un signal de commutation.

Les mesures par ultrasons ont été réalisées respectivement au maximum et au minimum de la force appliquée en moyennant, pour chaque valeur, plusieurs mesures successives.

La chaîne d'acquisition pour cette technique de surveillance est illustrée dans la Figure 3-4.

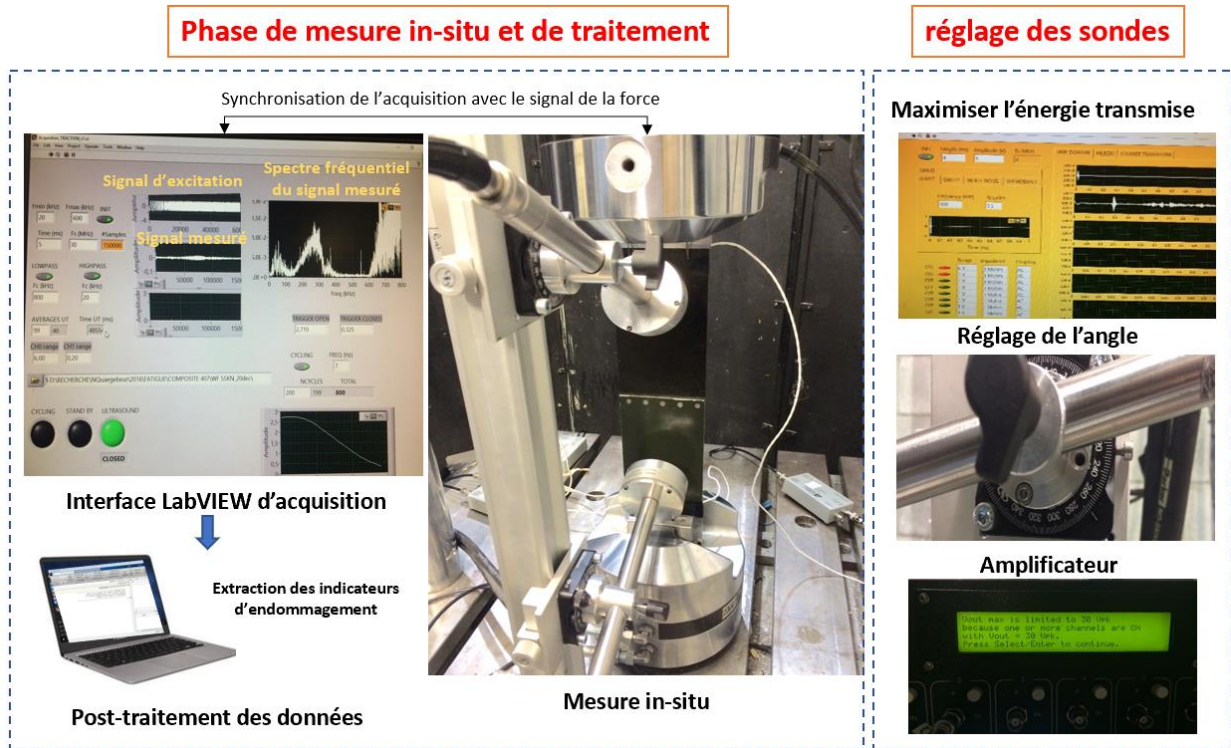


Figure 3-4: Illustration de la chaîne d'acquisition : réglage des paramètres d'acquisitions ultrasonores.

Le post traitement des signaux enregistrés se fait par une reconstitution à bande étroite (narrow burst) en calculant la transformée de Fourier inverse IFFT du signal tel que proposé dans les références (Quaegebeur et al. 2018a) (Jennifer E. Michaels et al. 2013). L'avantage de cette technique est qu'elle permet d'examiner la réponse à plusieurs valeurs de fréquence, elle permet aussi une meilleure détermination de l'amplitude, de la vitesse de propagation et du déphasage. Le calcul de ces éléments se fait à partir du décalage entre les temps de vol (ToF) obtenu par l'enveloppe du signal grâce à la transformée d'Hilbert. Ces paramètres constituent des indicateurs efficaces pour le suivi du développement et l'accumulation d'endommagement.

3.4 Conclusions

Pour répondre au problématique de recherche de ce travail de doctorat qui consiste à évaluer l'impact d'un endommagement sur l'intégrité mécanique d'une structure aéronautique, quatre types de structures ont été proposées de façon à couvrir les principaux modes d'endommagement en service. Pour chacune de ces structures, on a présenté les détails géométriques, le chargement à

appliquer, et les paramètres à mesurer. De plus trois techniques de surveillance ont été exposées pour quantifier le développement des dommages. Pour chacune d'entre elles, le principe de fonctionnement, les paramètres d'acquisition ainsi que les détails de mise en œuvre ont été détaillés.

Dans la suite, chaque chapitre de cette thèse va traiter un mécanisme de rupture lié à une structure différente.

Le chapitre 4 va traiter de la fissuration en fatigue dans les structures en aluminium : la première partie est consacrée à la caractérisation de l'interaction des ondes guidées avec des défauts artificiels et de fatigue afin de comparer leur réponse respective. Par la suite on propose une approche in-situ pour le suivi de la fissuration en fatigue permettant de corréler les paramètres de surveillance en fonction de la taille de fissure.

Le chapitre 5 est présenté sous forme d'article soumis à « Structural Health Monitoring », il porte sur la surveillance, sous chargement de fatigue, de la dégradation de la rigidité, de l'activité acoustique et de l'inspection par ondes guidées pour prédire la durée de vie dans un matériau en fibre de carbone tissé pour des échantillons avec et sans défaut inséré.

Le chapitre 6 présente l'étude du comportement d'un joint hybride en statique et en fatigue. Pour cela on se base sur des mesures par corrélation d'image et par émission acoustique pour identifier les différentes phases de rupture. Ces résultats sont appuyés par un modèle numérique par éléments finis en 3D. La durée de vie et le mode de rupture en fatigue pour des configurations avec et sans défaut ont été aussi investigués. Ces résultats font l'objet d'un article soumis à « Structural Health Monitoring ».

Le septième chapitre est consacré à l'étude du flambage et en post-flambage d'un panneau à raidisseurs en compression. L'étude vise à identifier la formation des mécanismes d'endommagement tels que la délamination, le décollement et la rupture des raidisseurs. Le volet expérimental proposée consiste à identifier les déformés des modes et l'évolution de l'activité acoustique, ces résultats sont ensuite comparés à un modèle éléments finis basé sur un algorithme d'endommagement progressif. Un article présentant ces résultats est soumis à « Composite Structure ».

Chapitre 4

Étude comparative d'un défaut artificiel par rapport à une fissure de fatigue et l'établissement d'une approche de surveillance in-situ dans des structures en aluminium

4.1 Introduction

Ce chapitre traite l'étude de la fissuration par fatigue dans des structures en aluminium à travers la caractérisation de leur réponse ultrasonore et par le développement d'une approche de surveillance destinée au suivi de la propagation et à l'évaluation de la dégradation de la rigidité.

Cette étude est organisée en deux volets : le premier est consacré à l'étude comparative de la réponse ultrasonore d'un défaut artificiel usiné par électroérosion à fil (Electrical Discharge Machining EDM) et d'une fissure de fatigue générée par un chargement mécanique cyclique. Cette problématique a été soulevée dans le cadre du projet CRIAQ DPHM501 où le recours à l'introduction des fissures artificielles était proposé comme solution pour simuler l'endommagement dans certaines structures complexes. Toutefois, cette démarche soulève des questionnements quant à leur similitude vis-à-vis d'une inspection par ondes guidées. Pour y répondre, une campagne expérimentale a été menée en mesurant la réponse ultrasonore sous forme de patrons de dispersion par une technique laser-ultrasons reposant sur l'émission d'ondes ultrasonores par des transducteurs piézoélectriques alors que la détection de ces ondes est assurée par l'emploi d'un rayon laser à partir d'un vibromètre laser

La deuxième partie de ce chapitre est consacrée à la caractérisation de la phase de propagation de la fissure et de son impact sur l'intégrité de la structure. Pour cela, une approche de surveillance «in-situ » a été développée, dont l'objectif est de déterminer la perte de rigidité introduite par la fissure et la mise en place d'une technique d'inspection par ondes guidées pour établir des indicateurs ultrasonores afin de prédire l'initiation et la propagation de la fissure.

4.2 Comparaison de la réponse ultrasonore d'un défaut artificiel par EDM et d'une fissure de fatigue

4.2.1 Mise en contexte de la problématique

Parmi les rares études qui traitent la représentativité des défauts artificiels, celle menée par Kemppainen (Kemppainen et al. 2003), (Kemppainen and Virkkunen 2011) pour identifier les paramètres influant la réponse acoustique d'une fissure générée par fatigue thermique dans des structures métalliques (Figure 4-1). Dans son analyse l'auteur se base sur les caractéristiques métallographiques recueillies à partir d'anciennes fissures telles que la dimension, la position ou l'orientation pour établir une liste de critères de représentativité et définir les intervalles de variation pour chacun. L'auteur conclut donc qu'un défaut artificiel est dit représentatif s'il respecte un ensemble de critères principaux. Toutefois, la mise en application de cette démarche reste complexe et exige une base de données très large. De plus, il a été montré que les critères influant la réponse ultrasonore sont nombreux (taille, orientation, rugosité au niveau de la surface de la fissure, état de contrainte, angle d'inspection) (Wirdelius and Osterberg 2000) ce qui complique encore plus la mise en pratique de cette approche.

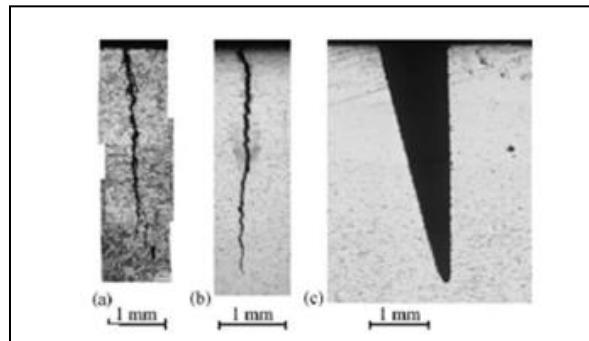


Figure 4-1 : Comparaison entre (a) une fissure en service, (b) une fissure générée par fatigue, (c) un défaut artificiel usiné par EDM (Kemppainen et al. 2003).

Dans la présente étude, on propose de comparer à la fois la réponse en transmission et en réflexion obtenue d'une encoche artificielle par EDM et d'une fissure de fatigue générée sous un chargement mécanique pour trois tailles de fissures différentes. L'approche consiste à exciter la structure par des ondes guidées (ondes de Lamb) à l'aide d'un actionneur piézo-céramique selon différentes directions puis de mesurer les champs de vitesse des ondes propagées par un vibromètre laser.

L'interaction des ondes ultrasonores avec les défauts sont présentées sous forme de diagramme de diffraction.

4.2.2 Analyse de l'interaction des ondes guidées avec les défauts générés

4.2.2.1 Définition de la procédure analytique pour le traitement des signaux mesurés

Dans cette section on présente la démarche analytique suivie pour le traitement des mesures faites par vibromètre laser afin d'établir des métriques caractérisant l'interaction des ondes guidées avec la géométrie et les défauts présents dans les différentes structures de ce projet.

En général, la description de la propagation des ondes guidées dans une structure mince est régie par la détermination du nombre d'onde complexe $k(\omega, \theta_{inc})$:

$$k(\omega, \theta_{inc}) = k_R + j k_I \quad (4.1)$$

Le terme réel de cette expression, définie par k_R , désigne le mode propagé de l'onde, alors que le mode évanescent est présenté par la partie imaginaire k_I , appelée aussi coefficient d'atténuation. À partir de cette équation, le champ de vitesse d'une onde ultrasonore se propageant dans une direction x caractérisée par une pulsation ω et un angle d'incidence θ_{inc} peut s'écrire sous la forme :

$$v(x, \omega, \theta_{inc}) = A(\omega, \theta_{inc}) e^{-k_I x} e^{j k_R x} \quad (4.2)$$

Sur le plan pratique, les mesures des trois composantes du champ de vitesse par le système vibromètre laser permettront d'extraire le terme réel du nombre d'onde par l'application de la transformée de Fourier spatiale en 2D (eq.4.3) telle que proposée par (Alleyne and Cawley 1990). Les composantes de vitesse hors plan sont utilisées pour le mode antisymétrique A_0 alors que les composantes dans le plan sont utilisées pour le mode symétrique S_0 .

$$FFT [v(x, \omega)] = \int_{-\infty}^{+\infty} v(x, \omega) e^{-ikx} dx \quad (4.3)$$

Plus de détails sur le calcul du mode propagé et évanescent peuvent être consultés dans les travaux de (Quaegebeur et al. 2016), (Sherafat et al. 2016).

Dans le protocole mis en place pour ce projet de recherche, la caractérisation de l'interaction des ondes guidées avec les paramètres géométrique (perçage, ligne de rivet, raidisseur etc.) et les défauts générés, repose sur la détermination des trois ratios en réflexion et en réfraction calculés à

partir des amplitudes mesurées. Ces ratios sont définis respectivement comme suit : le ratio de transmission $T(\theta_{inc}, \omega)$, de réflexion $R(\theta_{inc}, \omega)$ et de dispersion $S(\theta, \theta_{inc}, \omega)$:

$$T(\theta_{inc}, \omega) = \frac{A_{diff}(\pi + \theta_{inc}, \theta_{inc}, \omega)}{A_{inc}(\theta_{inc}, \omega)} \quad (4.4)$$

$$R(\theta_{inc}, \omega) = \frac{A_{diff}(-\theta_{inc}, \theta_{inc}, \omega)}{A_{inc}(\theta_{inc}, \omega)} \quad (4.5)$$

$$S(\theta, \theta_{inc}, \omega) = \frac{A_{diff}(\theta, \theta_{inc}, \omega)}{A_{inc}(\theta_{inc}, \omega)} \quad (4.6)$$

Ces paramètres sont des entités complexes où le changement du module et de la phase est le résultat de la variation de l'amplitude et du déphasage de l'onde à la suite de son interaction avec les éléments à caractériser. Ces indicateurs ne sont valides que pour un seul mode d'excitation. La conversion des modes requiert des traitements de signaux plus complexes (Quaegebeur et al. 2016).

4.2.2.2 Méthodologie de mesure des ondes guidées par vibromètre laser

La méthodologie d'inspection par ondes guidées développée dans le cadre du projet CRIAQ DPHM501 est fondée sur des prises de mesure réalisées par un vibromètre laser PSV-500-3D-M de la compagnie Polytec (Figure 4-2a). Cet appareil dispose de trois têtes de mesure avec une bande fréquentielle de [0, 1.5 MHz] et une plage de vitesse allant de 0.1 à 10m.s⁻¹ lui offrant une grande flexibilité de détection des ondes ultrasonores.

Les ondes guidées utilisées sont des ondes de Lamb générées par un dispositif composé par deux PZTs rectangulaires de dimension 50x5x0.5mm fixées de part et d'autre de la structure comme une pince. Ce dispositif comprend deux aimants permettant d'assurer une pression de contact et faciliter l'alignement de ses deux parties (Figure 4-2b). Le fonctionnement de la pince est de telle sorte à ce qu'une excitation en phase génère le mode symétrique S_0 alors qu'une excitation antiphase génère le mode antisymétrique A_0 , les deux à fréquences inférieures à 500kHz.

Pour cette étude, l'excitation des deux PZTs est assurée par un signal pseudo aléatoire amplifié par un amplificateur de haute tension NOVO UA-8200. L'acquisition des données est faite à travers une grille de mesure, dont la résolution est définie par le nombre de points établis par l'utilisateur selon les conditions d'essai assurant la mesure du champ lointain, sachant que la résolution du système peut aller jusqu'à un demi-millimètre avec un balayage angulaire de 45°. Pour plus de détail sur ce système et la validation de l'approche de mesure le lecteur peut se référer à (Guitel 2015).

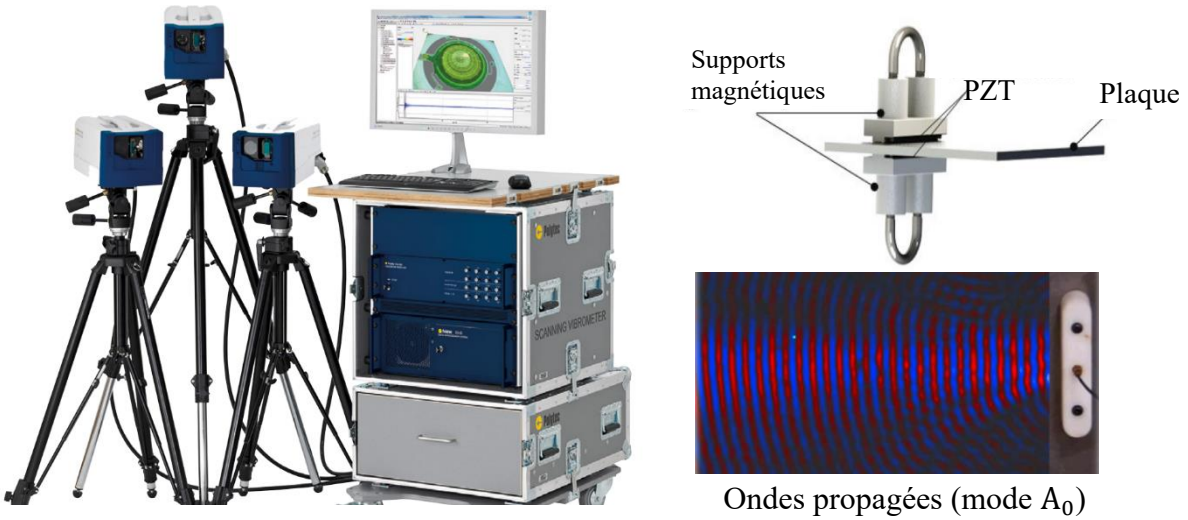


Figure 4-2 : Vibromètre laser PSV-500-3D - Structure de la pince piézo-céramique.

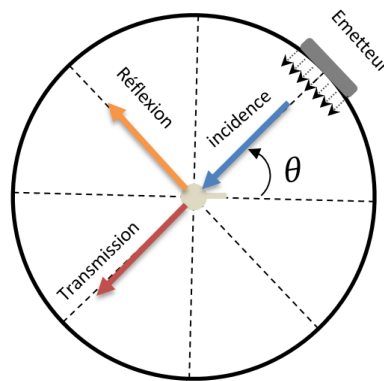


Figure 4-3: Définition des paramètres de mesure.

4.2.2.3 Protocole de mesure par vibromètre laser

Dans la présente étude, chacune des plaques d'aluminium définie dans la section précédente a été mesurée selon cinq directions d'inspection décalées de 45° par rapport à la ligne du défaut. Pour chaque angle d'incidence θ_{inc} on quantifie les ratios de transmission $T(\theta_{inc}, \omega)$, de réflexion $R(\theta_{inc}, \omega)$ et de dispersion $S(\theta, \theta_{inc}, \omega)$ après interaction avec le défaut (Figure 4-3). La grille de mesures pour ces essais est composée de 48 angles avec 124 points espacés d'un millimètre.

La Figure 4-4 illustre le dispositif expérimental déployé pour la mesure par vibromètre laser. La plaque à inspecter est maintenue par un dispositif de fixation ajustable et entourée par une couche

de mastic pour réduire au maximum les réflexions des bords. La figure montre aussi la pointe de mesure laser et la position de la pince PZT (montée parallèlement au défaut $\theta_{inc} = 0^\circ$).

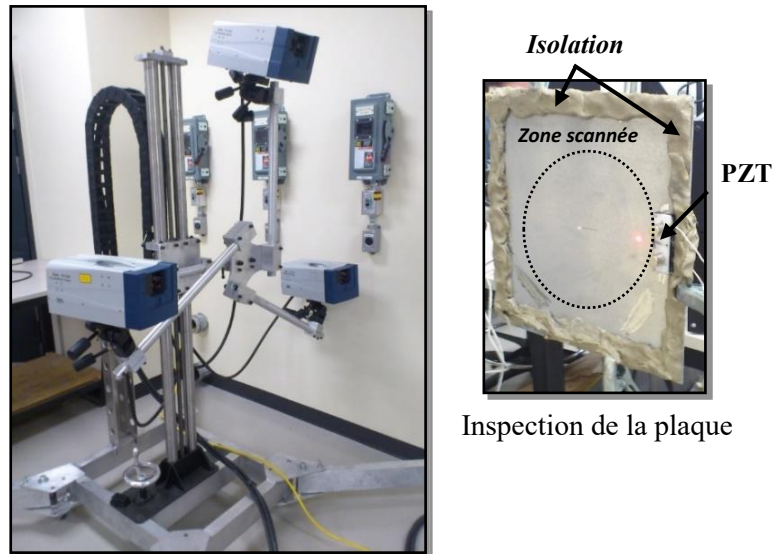
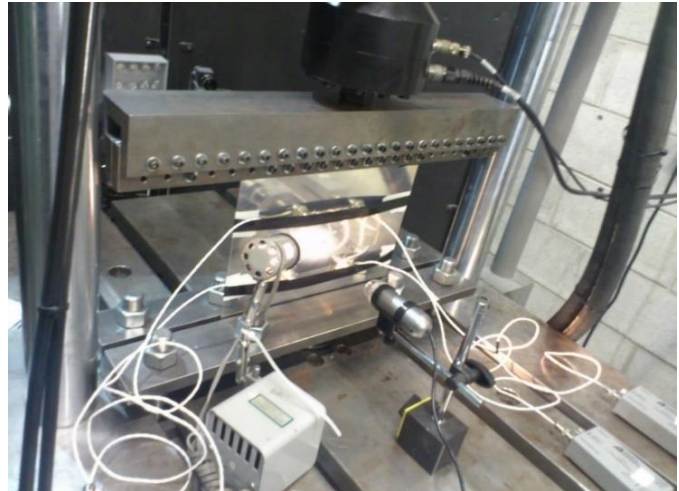
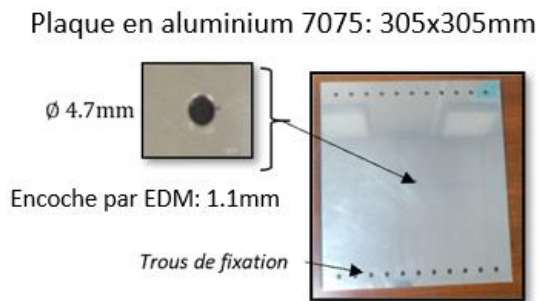


Figure 4-4 : Illustration de la mesure ultrasonore par vibromètre laser.

4.2.3 Protocole expérimental pour la génération d'endommagement

Pour mener cette campagne expérimentale, six plaques en aluminium 7075 de dimension 355x355 mm ont été usinées avec un alésage au centre tel qu'illustré dans la Figure 4-5-a. Pour les trois premiers exemplaires des encoches par électroérosion ont été introduite avec des longueurs respectives de 3.9mm, 12.7mm et 25.4mm. Pour les trois autres plaques, les mêmes tailles de fissure ont été générées par l'application d'une force cyclique de valeur maximale de 40 kN avec un ratio de 0.1 et une fréquence de 3Hz. Durant le test, l'évolution de la taille de la fissure a été contrôlée par un microscope numérique de résolution 2MP avec un facteur de grossissement de 10 fois. Le montage expérimental utilisé est présenté dans la Figure 4-5-b.



(a)

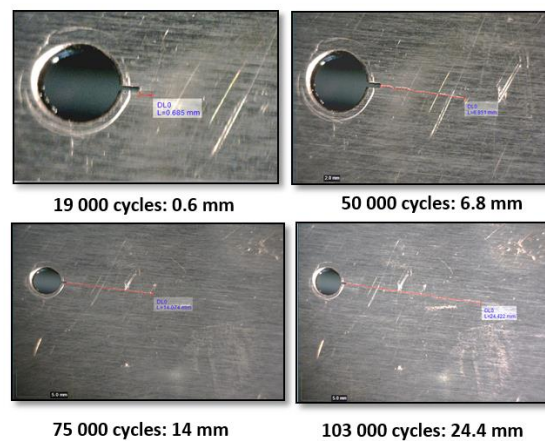
(b)

Figure 4-5: (a) détails géométriques des plaques usinées, (b) Montage expérimental.

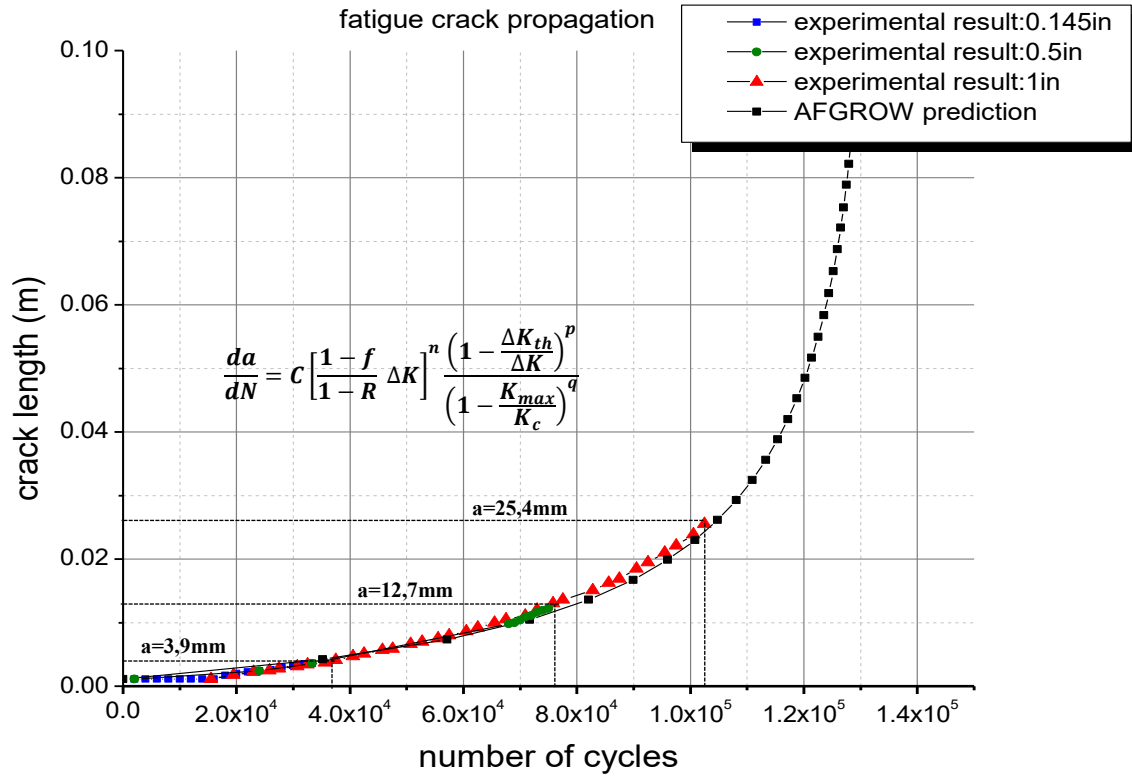
4.2.4 Analyse des résultats

4.2.4.1 Validation de la phase croissance d'une fissure en fatigue

Les résultats de l'évolution de la taille de fissure en fonction du nombre de cycle de fatigue obtenue à l'aide d'un microscope numérique sont illustrés dans la Figure 4-6-a à différents nombres de cycles. Les tailles des fissures recueillies pour les trois plaques testées sont reportées dans la Figure 4-6b. L'évolution des trois courbes montre une très bonne répétabilité de la vitesse de propagation ainsi qu'une bonne corrélation avec le modèle analytique qui permet de prédire la croissance de la taille de la fissure en fonction du nombre de cycle par l'utilisation de l'équation de NASGRO (Eq.2.4).



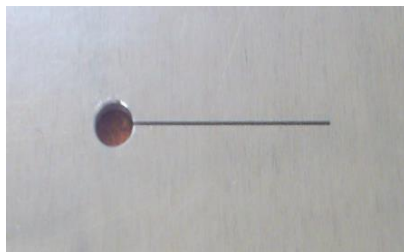
(a)



(b)

Figure 4-6 : (a) Mesures expérimentales de la taille de fissure (b) Comparaison entre mesures expérimentales de propagation et le modèle NASGRO.

À la suite de cette phase, les fissures générées seront comparées aux défauts artificiels équivalents. Dans la Figure 4-7 on présente une des trois configurations obtenues : à gauche l'échantillon avec une encoche de longueur de 25,4mm et une épaisseur de 0.038 mm usinée par électroérosion à fil alors qu'à droite on retrouve la plaque avec la fissure de fatigue.



Encoche par EDM (25.4mm)



Fissure de fatigue (25.4mm)

Figure 4-7: Comparaison entre une fissure artificielle (EDM) et une fissure de fatigue de 25.4mm.

4.2.4.2 Interaction des ondes guidées avec les discontinuités générées par fatigue et par EDM

Les résultats de la caractérisation par ondes guidées sont présentés sous forme de diagramme de dispersion $S(\theta, \theta_{inc}, \omega)$ en coordonnées angulaires où la direction du défaut (la ligne centrale horizontale) est choisie comme ligne de référence. Pour éliminer la dispersion en provenance du trou, des mesures ont été faites sur une structure saine, les résultats obtenus sont ensuite soustraits des mesures effectuées sur les plaques à caractériser. Tous les diagrammes de dispersion sont normalisés par rapport à l'amplitude de l'onde incidente.

La première remarque qu'on peut dresser est l'absence d'énergie dispersée pour des mesures en parallèle à la direction de propagation pour les deux configurations (fissure de fatigue et défaut artificiel). Ceci est illustré dans la Figure 4-8 pour des ondes incidentes de $\theta_{inc} = 0^\circ$ et 180° générées en mode A_0 à une fréquence de 250kHz. Ce résultat est en concordance avec les travaux de (X. Chen, Michaels, and Michaels 2015) réalisés sur l'inspection par ondes guidées d'une plaque métallique avec encoche.

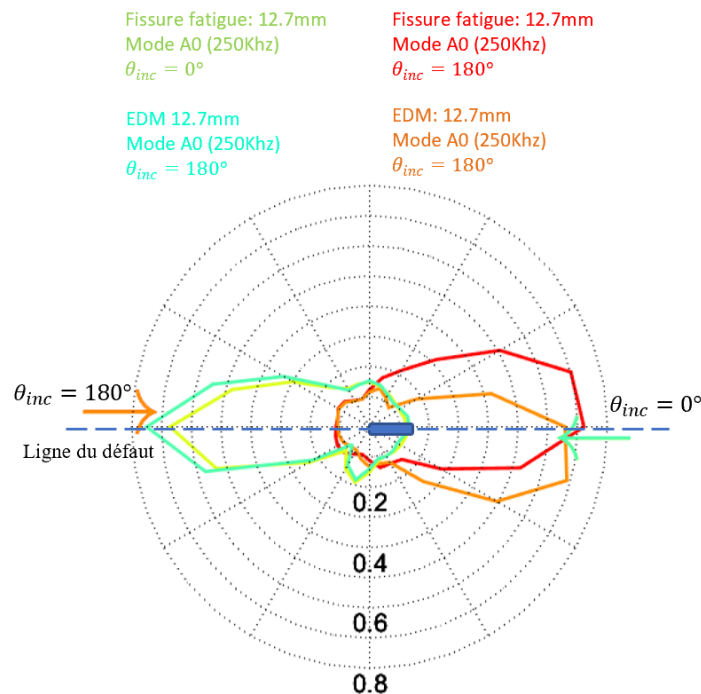


Figure 4-8: Patrons de dispersion obtenus parallèlement à la fissure.

4.2.4.3 Comparaison de la partie transmise du patron de dispersion

La comparaison de la partie transmise du diagramme de dispersion $S(\theta, \theta_{inc}, \omega)$ dévoile la présence d'une similitude générale entre la réponse d'une fissure de fatigue et celle usinée par EDM. Cette similitude se manifeste par des patrons de dispersion ayant des profils et des amplitudes comparables comme on peut le voir dans la Figure 4-9. Dans la première partie de cette figure on observe les réponses obtenues pour les trois tailles de fissure (3.8mm, 12.7mm et 25.4mm) mesurées perpendiculairement au défaut $\theta_{inc} = 90^\circ$ à une fréquence de 250kHz. La deuxième partie montre les résultats d'inspection pour les deux défauts de taille 12.7mm mesurés à trois fréquences différentes (100kHz, 250kHz, 400kHz).

L'effet de l'angle d'incidence θ_{inc} a été aussi évalué pour des angles θ_{inc} : -45° , -90° et -135° . Les différents patrons tracés dans la Figure 4-10 ne montrent pas une différence significative qui laisse penser que ce paramètre a un effet considérable sur la réponse en transmission.

On remarque aussi que pour la plupart des cas, l'amplitude de l'onde transmise dans le cas d'une fissure de fatigue est légèrement supérieure à celle d'une encoche. Ceci peut s'expliquer par la morphologie même de la fissure de fatigue où les lèvres restent en contact et transmettent d'avantage d'énergie comparée à la discontinuité de matière introduite par une encoche usinée par électroérosion.

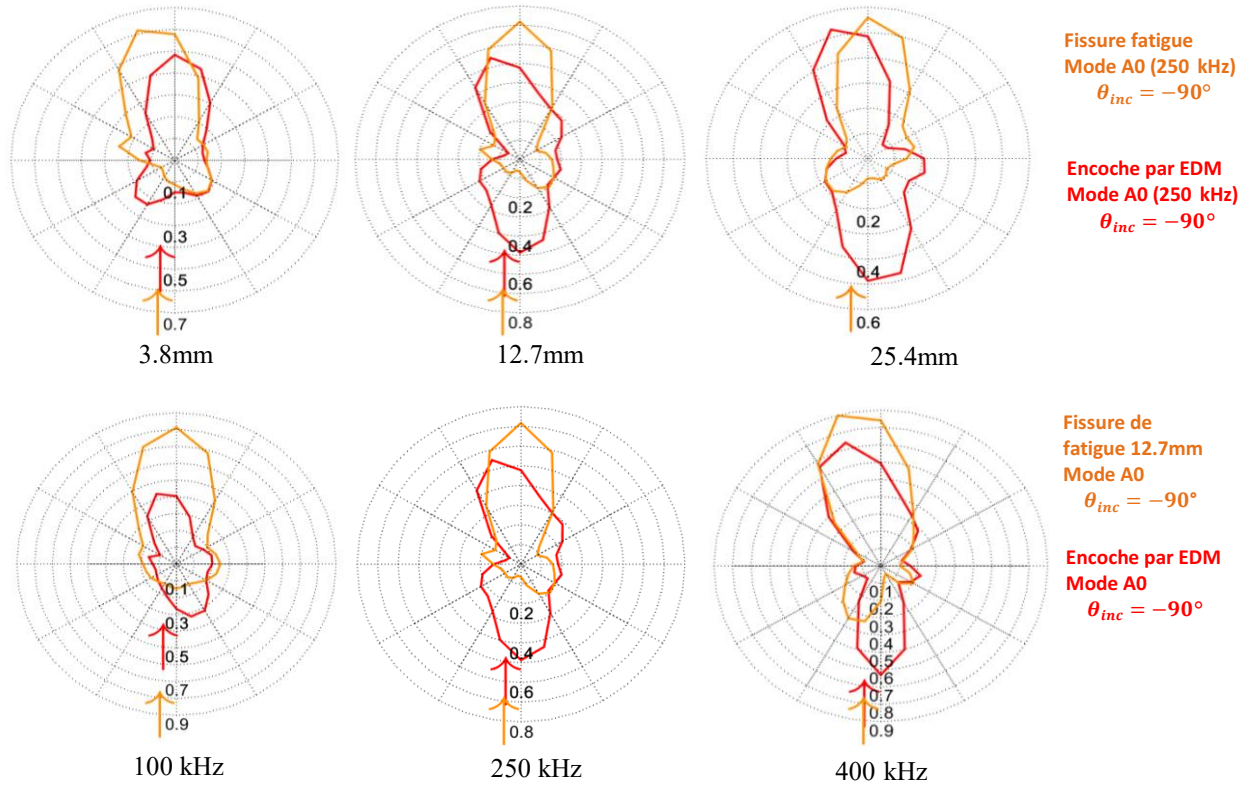


Figure 4-9: Comparaison des patrons de dispersion pour (a) différentes tailles de fissure (b) différentes valeurs de fréquences.

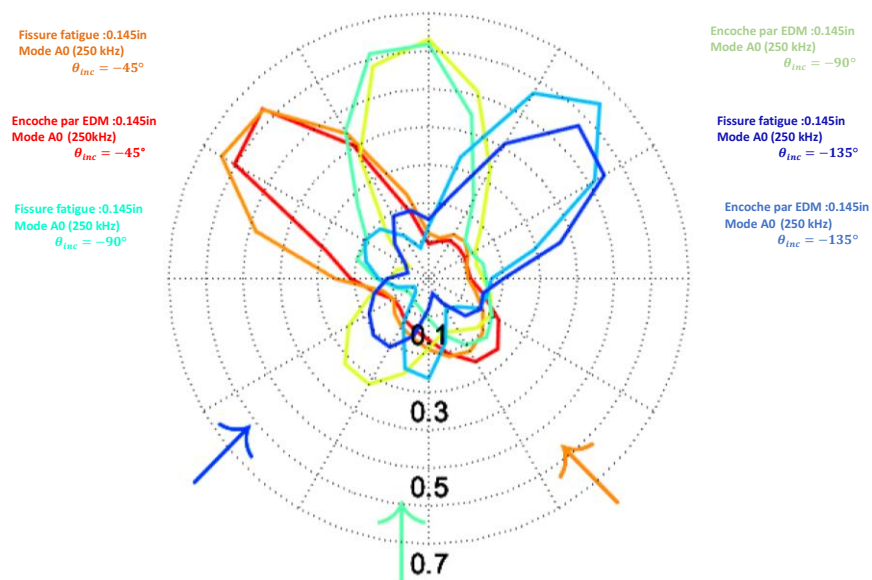


Figure 4-10: Effet de la variation de l'angle d'incidence sur le patron de dispersion.

La synthèse de ces différentes constatations mène à conclure qu'un défaut artificiel par EDM peut être considéré comme représentatif d'une fissure réelle si on considère une approche de mesure en transmission $\theta = \theta_{inc} \pm 180^\circ$.

4.2.4.1 Analyse de la partie la partie réfléchi du patron de dispersion

Contrairement au comportement en transmission, la comparaison de la partie réfléchi de la réponse ultrasonore $\theta = \theta_{inc}$ dévoile l'absence de similitude entre les deux défauts. En effet, les résultats Figure 4-9 montrent que pour la majorité des paramètres testés (taille de fissure, fréquence et orientation), les amplitudes des patrons réfléchis par le défaut artificiel sont supérieures à celles réfléchies par une fissure de fatigue. Cette énergie augmente en fonction de la croissance de la valeur de la fréquence d'inspection.

On remarque aussi que pour certaines conditions où la longueur d'onde est égale à la taille de la fissure et pour un angle d'incidence perpendiculaire au défaut, la réponse du défaut artificiel corrèle bien avec celle d'une fissure de fatigue. Ce résultat est illustré dans la Figure 4-11 où la réponse normale obtenue pour un défaut de taille 3.6mm (0.145 in) mesuré à 500kHz et un défaut de 12.7mm (0.5in) mesuré à 100kHz sont présentés. Néanmoins, l'exploitation de cette corrélation reste limitée puisqu'elle n'est valide que pour une gamme restreinte de fréquences qui dépend directement de la taille de défaut. Or ce dernier est variable et difficile à évaluer durant un chargement de fatigue ce qui complique encore plus l'exploitation de cette condition.

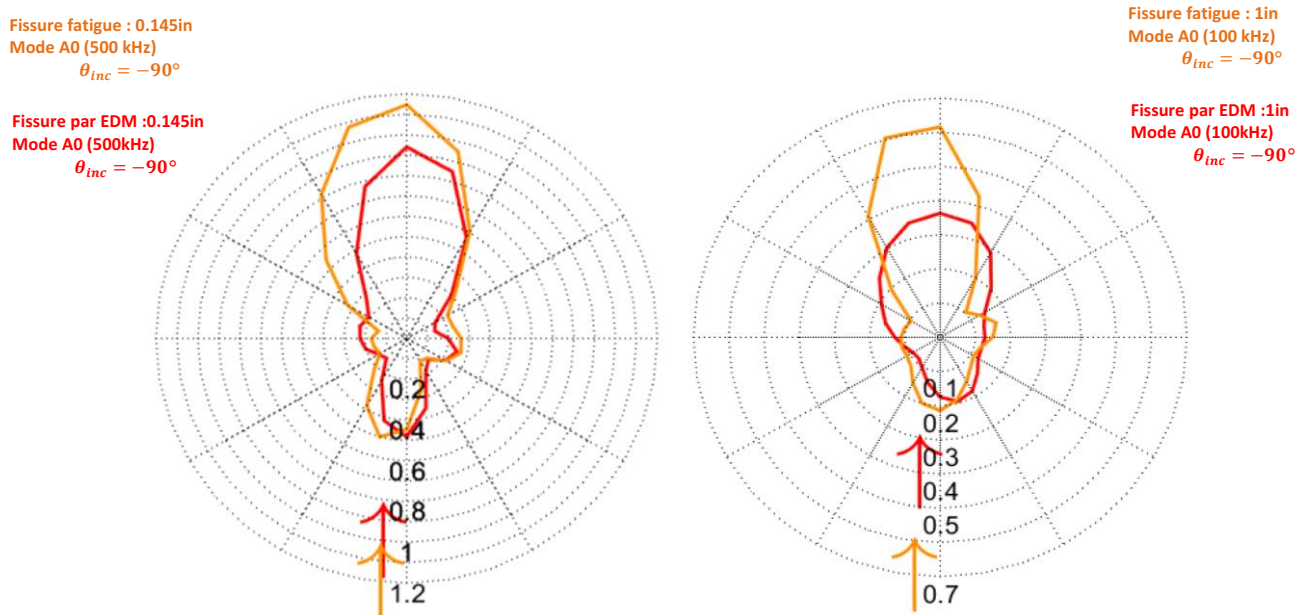


Figure 4-11: Digramme de dispersion obtenue pour une longueur d'onde est égal à la taille de la fissure.

4.2.4.2 Conclusions

L'étude menée sur la représentativité d'un défaut usiné par électroérosion (EDM) par rapport à une fissure de fatigue a dévoilé l'existence d'une similitude générale en termes d'amplitude des patrons de dispersion pour la réponse mesurée en transmission $\theta = \theta_{inc} \pm 180^\circ$. En revanche, en réflexion $\theta = \theta_{inc}$, la réponse est différente et se caractérise par une énergie réfléchie plus importante par le défaut artificiel comparée à celle renvoyée par la fissure de fatigue.

À la suite de ces deux constatations, on peut conclure que le recours à des défauts artificiels usinés par EDM peut être une option à adopter pour les structures complexes dans le cadre du projet CRIAQ 501. Toutefois seule la réponse en transmission est représentative d'une vraie fissure : ceci signifie que cette dernière peut être appliquée pour la validation d'approche d'inspection en « pitch and catch » où les capteurs sont placés des deux côtés du défaut.

Cependant, pour des approches basées sur l'exploitation de la réponse en réflexion (approches d'inspection en « pulse-écho », techniques d'imagerie ou de localisation), il est recommandé d'avoir recours à de vraies fissures de fatigue pour garantir la fiabilité et la robustesse des résultats.

Ces travaux ont fait l'objet d'un article publié au journal Ultrasonics (Quaegebeur et al. 2017)

4.3 Surveillance in-situ de la propagation de fissure en fatigue

Dans la section précédente, la réponse ultrasonore d'un défaut artificiel a montré des limites quant à sa capacité à simuler la présence d'une vraie fissure de fatigue. En effet, cette non-représentativité peut être problématique en termes de robustesse et de fiabilité lorsqu'il s'agit de mettre en place une approche de surveillance embarquée SHM.

Dans la suite de ce chapitre, on propose une approche de surveillance in-situ pour caractériser la propagation d'une fissure de fatigue sous un chargement mécanique cyclique dans des structures en aluminium. L'approche proposée est basée sur l'emploi de trois technologies de surveillance complémentaires. La combinaison de ces techniques aura pour objectif de trouver une relation de corrélation entre la perte de rigidité de la structure avec l'initiation et l'évolution de la fissuration. Le recours à l'émission acoustique assurera la détection de l'initiation tandis que la technique des ondes guidées permettra de suivre l'évolution de la taille de cette fissure en fonction du nombre de cycles en fatigue.

4.3.1 Présentation du dispositif expérimental

Pour la mise en application de cette stratégie, on opte pour une plaque avec une ligne de rivets de dimension 457.2x406 mm (18x16 in). Cette plaque est fabriquée en aluminium 7075-T6 avec une épaisseur de 2.2mm. Tous les paramètres de conception : matériau, rivets, espacement, ont été choisis de telle sorte à reproduire les caractéristiques d'un joint riveté utilisé en aéronautique. Deux encoches de part et d'autre du rivet central ont été usinées pour faciliter l'initiation de la fissure. Cette structure est présentée dans la Figure 4-12 où on peut observer la zone d'application de mouchetis autour des rivets qui permettra de mesurer le champ de déplacement et de déformation par corrélation d'image. Le chargement mécanique appliqué pour cette étude est un chargement cyclique en tension-tension de rapport $R=0.1$ avec une valeur maximale de 70 kN permettant d'avoir une contrainte nominale de 240 MPa soit 60% de la limite de d'élasticité. Pour cet essai la fréquence de cyclage a été fixée à 3 Hz.

Le système de corrélation d'image VIC 3D est utilisé pour mesurer le champ de déformation créé par la fissure. L'acquisition des images est synchronisée avec la consigne de commande de la machine MTS de telle sorte à ce que les mesures soient enregistrées successivement au niveau du chargement max et min tous les 1000 cycles. Simultanément, l'activité d'émission acoustique est mesurée toute au long de l'essai par un système PAC (Physical Acoustics System) en utilisant quatre capteurs piézocéramiques à large bande déployés autour de la zone de fissuration. Des mesures préliminaires de calibration ont été faites pour optimiser les paramètres d'acquisition des signaux d'émission et fixer les seuils d'enregistrement. Au cours de l'essai, les signaux captés étaient amplifiés par un gain de 40 dB avec un seuil de détection fixé à 55 dB pour éliminer les signaux associés aux bruits dus aux frottements et aux vibrations prévenant du montage. Ce seuil a été aussi fixé pour éviter la détection des ondes ultrasonores injectées dans la structure par la sonde à couplage à air. Les autres paramètres acoustiques sont définis comme suit : 600 μ s pour HDT, 300 μ s pour PDT et 1000 μ s pour HLT (Shen, Wu, and Zhang 2015). La disposition des quatre capteurs est illustrée dans la Figure 4-13

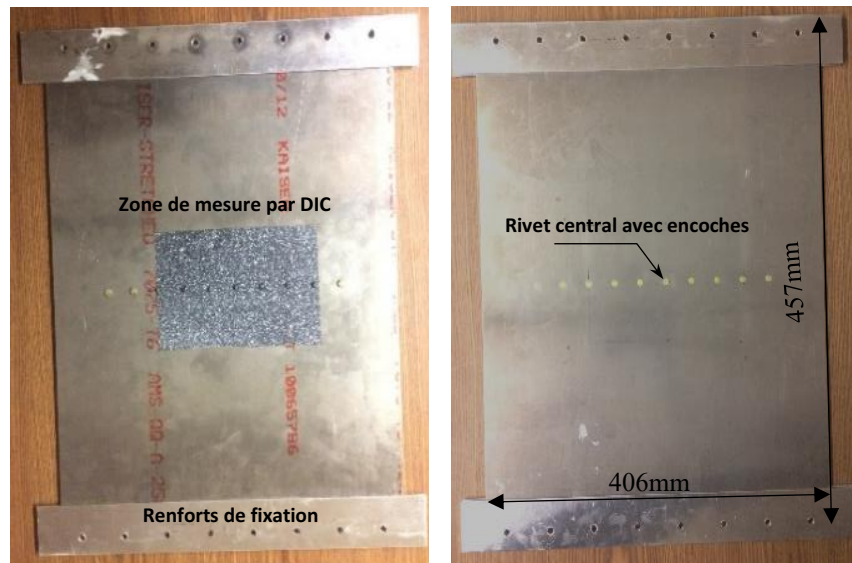


Figure 4-12: Présentation de la structure à tester : plaque avec ligne de rivets.

Afin d'établir un indicateur d'endommagement qui décrit la propagation de la fissure, les deux sondes ultrasonores à couplage à air sont installées de part et d'autre de la ligne de rivets en mode transmission-réception. Le faisceau d'ondes est positionné autour du rivet central de façon à couvrir la zone de fissuration entre deux rivets successifs.

Les sondes ACU sont fixées sur un support ajustable en hauteur et en inclinaison permettant le réglage de l'angle d'incidence selon la procédure décrite dans la section 3.3.3. Ainsi le mode antisymétrique A_0 a été injecté avec une amplitude maximale autour d'une fréquence de 250 KHz.

L'excitation de la sonde émettrice a été synchronisée avec le signal de commande de la machine MTS, de telle sorte à ce que l'acquisition soit faite tous les 500 cycles au maximum et au minimum du chargement mécanique appliqué. Les données d'acquisition et les réglages des paramètres d'essai sont effectués à travers l'interface LabVIEW décrite dans le chapitre 3.

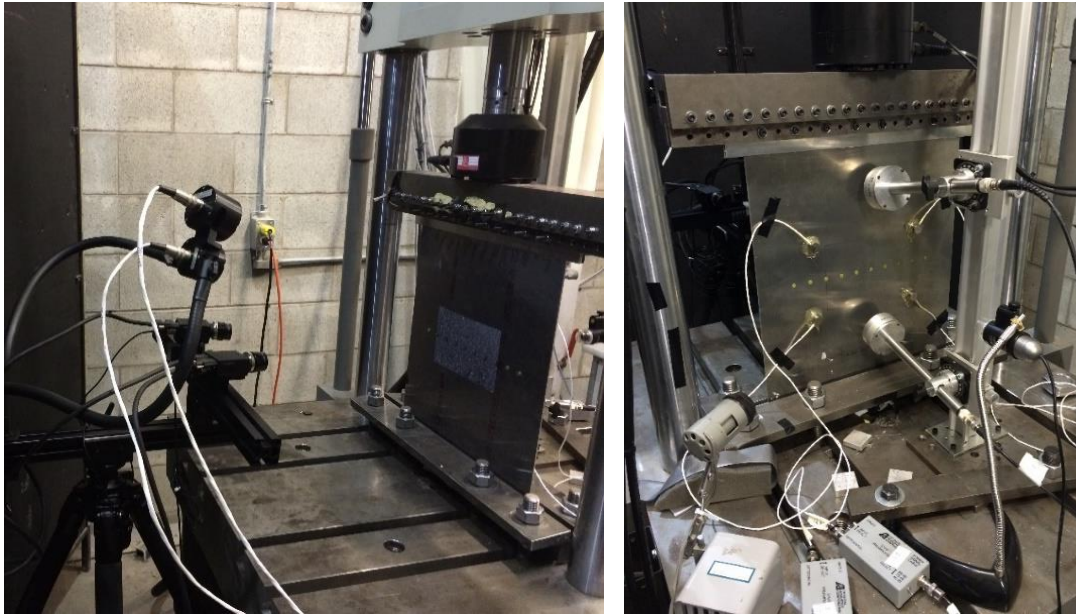


Figure 4-13: Présentation du dispositif expérimental avec les trois techniques de surveillance (EA, DIC et ACU).

4.3.2 Analyse des résultats

4.3.2.1 Caractérisation de la phase de propagation

Les mesures effectuées au cours de l'essai ont permis de tracer l'évolution de la taille de la fissure de part et d'autre du rivet en fonction du nombre de cycles (Figure 4-14). L'initiation de la fissure à gauche du rivet est observée la première, après 35000 cycles suivi de celle à droite après environ 5000 cycles. Ensuite, les deux fissures se propagent pratiquement de façon symétrique jusqu'à atteindre les deux rivets adjacents (à environ 84000 cycles). Les deux fissures sont alors stoppées, et conservent la même taille jusqu'à la fin du test à 100000 cycles.

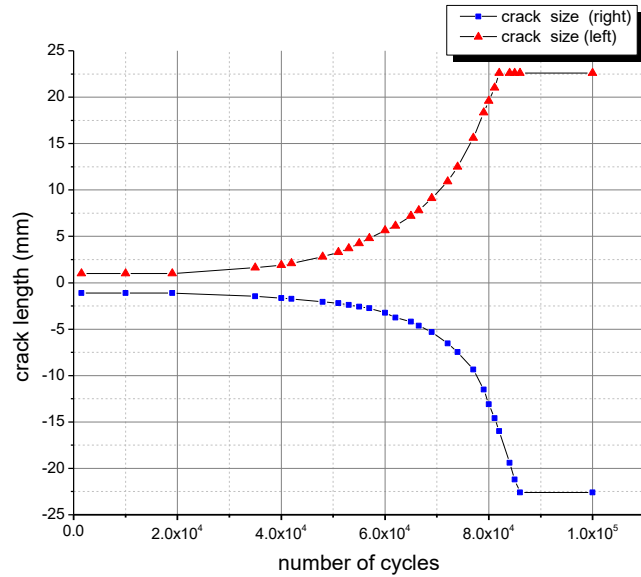


Figure 4-14: Mesure de la taille de fissure durant l'essai de fatigue.

4.3.2.2 Analyse des résultats par Emission acoustique

Les résultats obtenus de la surveillance par émission acoustique sont exposés dans la Figure 4-15 où le nombre de coups et l'amplitude cumulative des salves sont représentés conjointement en fonction du nombre de cycles. L'activité acoustique montre que l'initiation de la fissuration s'est produite à partir de 35000 jusqu'à 42000 cycles. À cette étape on observe une première montée du nombre de coups suivi par une phase plus stable correspondant à la propagation de la fissure. À partir de 80000 cycles, une forte activité acoustique est enregistrée caractérisée par des amplitudes élevées. Cette activité est la signature des deux fissures qui atteignent les rivets adjacents et qui entraînent un cisaillement entre les lèvres de la fissure ainsi qu'un frottement avec les rivets. À partir de 92000 cycles, une phase d'adaptation s'installe avec une redistribution des contraintes caractérisée par une nouvelle pente moins accentuée. Cette étape va durer jusqu'à l'initiation d'une nouvelle fissure.

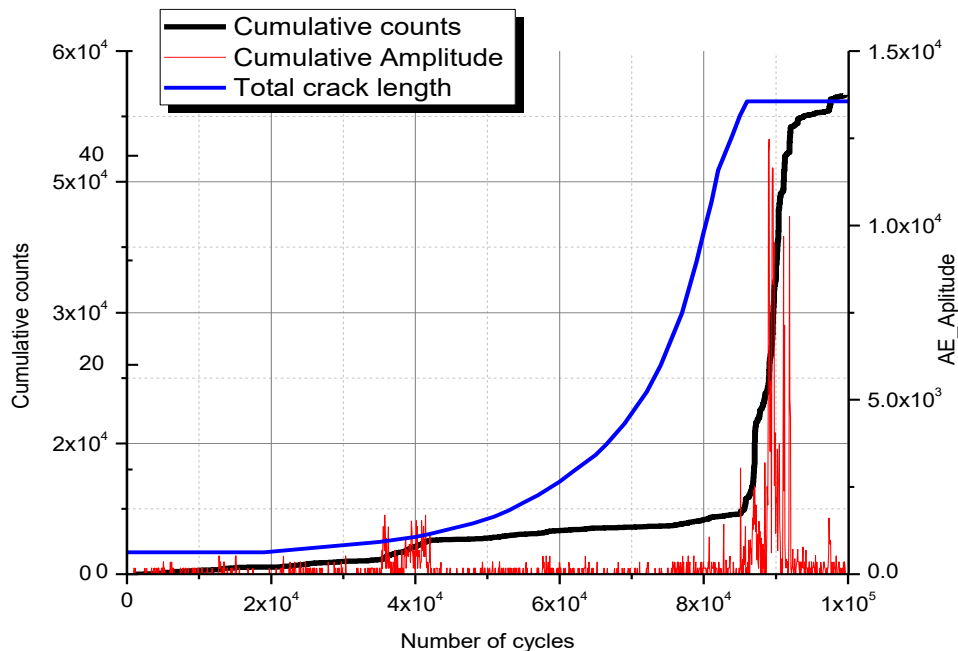
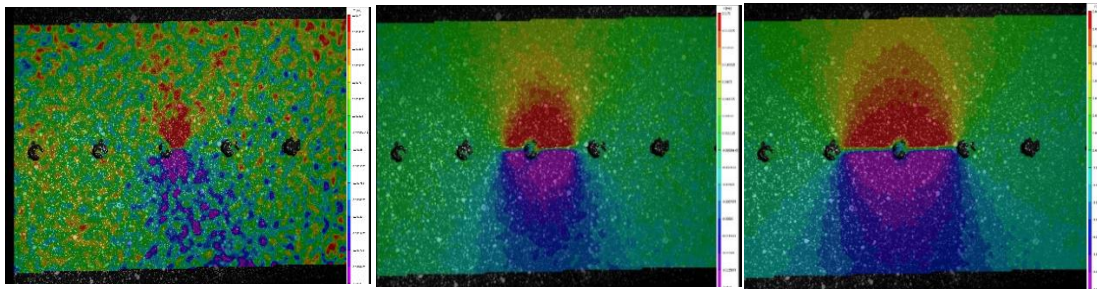


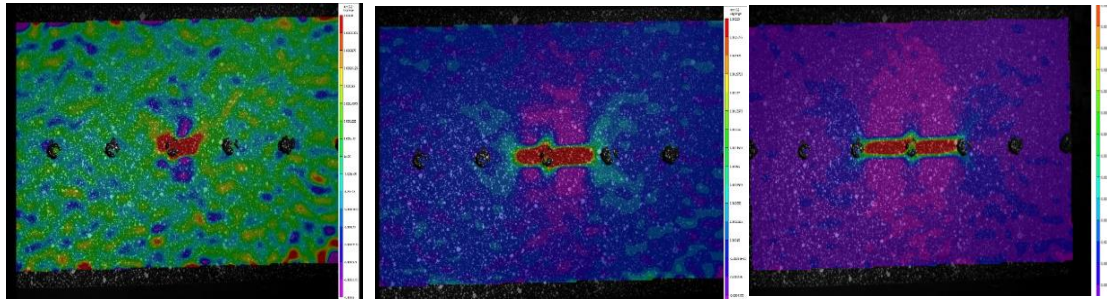
Figure 4-15: Évolution de l'activité acoustique.

4.3.2.3 Evaluation de la dégradation de la rigidité dans la zone de fissuration

La Figure 4-16 présente une illustration des champs de déplacement et de déformation longitudinaux mesurés par la technique DIC à trois stades de fissuration. A partir de ces mesures il a été possible d'évaluer la perte de rigidité locale en considérant la valeur moyenne de déformation mesurée sur la zone située entre les deux rivets adjacents au rivet central. L'évolution de la rigidité calculée est rapportée dans la Figure 4-17 conjointement avec la taille de la fissure totale en fonction du nombre de cycles. On observe qu'après l'initiation, l'impact de la fissure reste relativement faible et n'affecte pas la rigidité moyenne. Par la suite, la discontinuité introduite dans la structure se propage progressivement générant une importante zone de concentration de déformation caractérisée par une dissymétrie du champ de déplacement. La courbe de rigidité commence alors à décroître rapidement pour atteindre une valeur de 49% à la fin de l'essai liée à une fissure totale de 45mm.



(a) Évolution du champ de déplacement à 50, 75 et 100 Kcycles



(b) Évolution du champ de déformation à 50, 75 et 100 Kcycles

Figure 4-16: Évolution du champ de déplacement et de déformation générés par la propagation de la fissure.

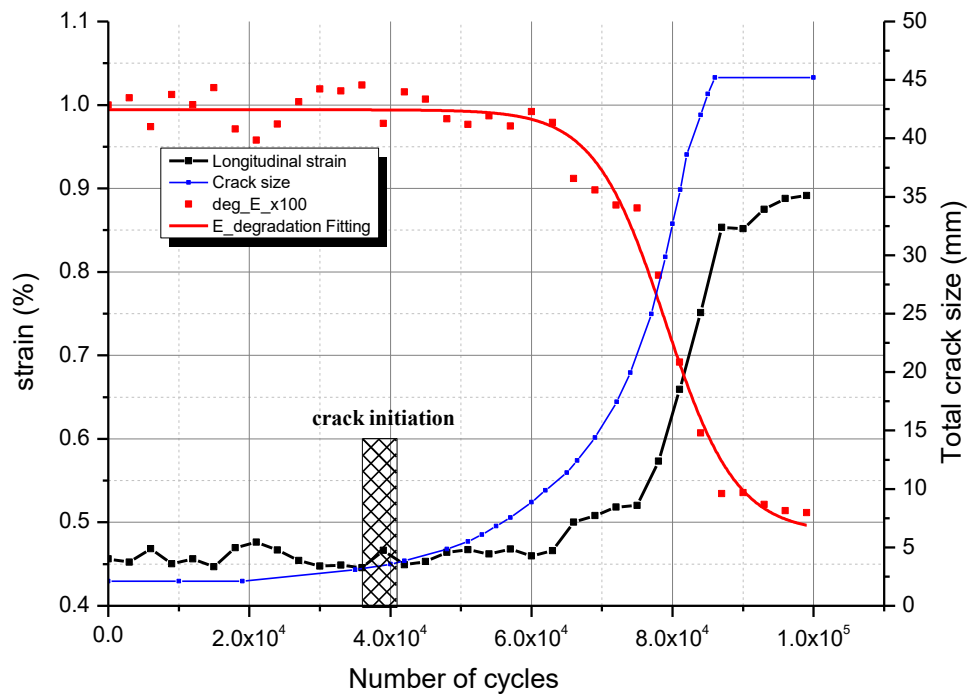


Figure 4-17: Évolution de la déformation et la perte de rigidité en fonction de la taille de la fissure.

4.3.2.4 Analyse des résultats de surveillance par ondes guidées

Pour mettre en place une métrique qui décrit la propagation de la fissure dans la ligne de rivets, on évalue l'atténuation de l'amplitude des ondes guidées après leur interaction avec les fissures propagées grâce au dispositif d'inspection en émission-réception décrit précédemment. On définit alors l'indice d'endommagement d_{index} comme étant le ratio entre la différence d'amplitude instantanée du paquet d'ondes mesurée au cours de l'essai $Amp(N)$ et l'amplitude mesurée au début de l'essai $Amp(N_0)$ présentant l'état sans endommagement divisé par la même amplitude initiale.

Cet indice est calculé respectivement au maximum et au minimum du chargement appliqué.

$$d_{index} = \frac{Amp(N) - Amp(N_0)}{Amp(N_0)} \quad (4.7)$$

L'indice de fissuration pour ces deux configurations est illustré dans la Figure 4-18. L'évolution de ce paramètre montre que le ratio d'amplitude reste pratiquement constant avant l'initiation de la fissuration. À partir de 43000 cycles, on observe le début d'une chute attribuée à l'initiation de fissuration qui correspond à une longueur totale de 3mm. Par la suite, l'indice de fissuration chute d'une façon rapide et continue jusqu'à atteindre une valeur maximale de 95% après environ 85000 cycles. La suite de l'essai présente un plateau où l'indice de fissuration reste inchangé dû à l'arrêt de la propagation de la fissure dans la structure.

La comparaison entre les prises de mesures réalisées au maximum et au minimum du chargement montre que la différence entre les deux configurations est d'autant plus importante que la taille de fissure augmente. On constate aussi que pour le cas d'une fissure ouverte (chargement max), la perte d'amplitude est de 95% alors qu'elle n'est que de 88% pour la configuration fermée (chargement min). Ce résultat s'explique par le fait qu'il y a plus d'énergie qui traverse la structure lorsque les lèvres de la fissure sont en contact. Cette même observation a été faite par (J. E. Michaels et al. 2005) dans son étude réalisée sur la caractérisation ultrasonore dans des plaques métalliques.

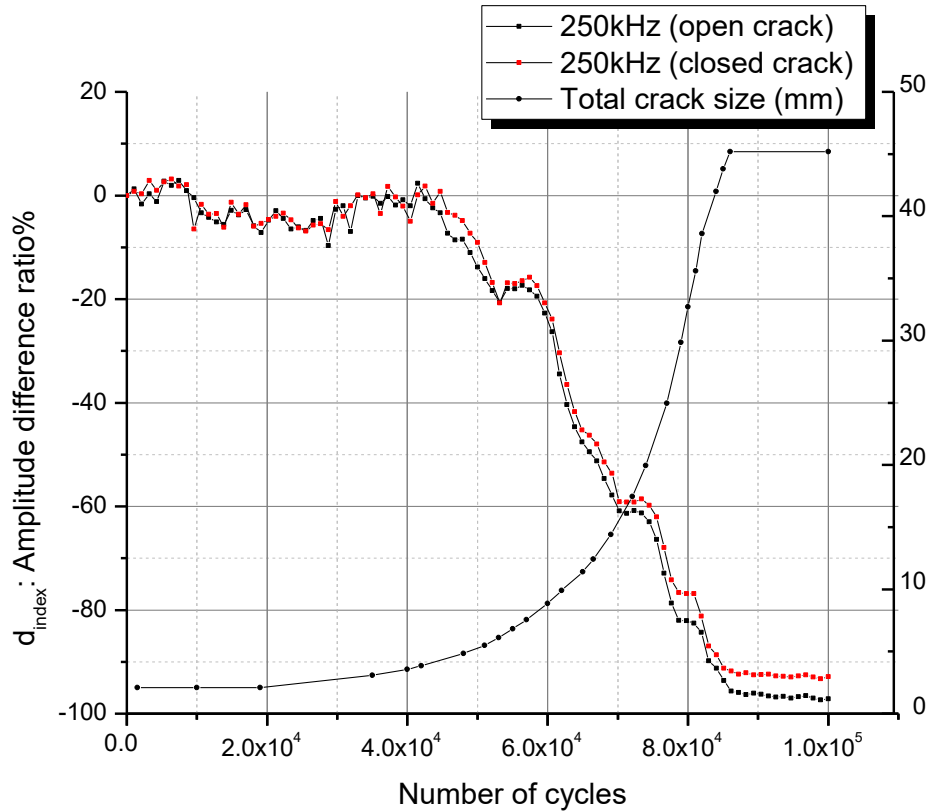


Figure 4-18: Évolution de l'indice d'endommagement par ondes ultrasonores.

4.3.3 Conclusions

Dans ce chapitre, une caractérisation mécanique et ultrasonore des fissures de fatigues générées dans des structures en aluminium a été menée. Le premier volet de cette étude a été consacré à répondre au questionnement soulevé par les partenaires industriels dans le cadre du projet CRIAQ DPHM501, à savoir de comparer la représentativité d'un défaut artificiel par rapport à une fissure de fatigue afin de simuler un vrai défaut en service pour la mise en place d'un système SHM.

Pour mener cette investigation, des plaques avec des encoches par EDM et d'autres avec des fissures de fatigue ont été inspectées par un système de vibromètre laser. Les réponses ultrasonores obtenues de l'interaction des ondes guidées avec les défauts sont présentées en termes de diagramme de diffraction pour différentes fréquences et angles d'incidence.

La comparaison entre les deux configurations a montré des similitudes quant au comportement en transmission. L'amplitude et la forme des patterns pour les deux configurations sont généralement comparables pour les différentes fréquences et angles d'incidences testées. Cependant, le

comportement en réflexion montre des différences sauf pour la condition d'une inspection normale où la longueur d'onde est égale à la taille de fissure. Ces constatations limitent donc la représentativité d'un défaut artificiel et de son utilisation par rapport à la mise en place d'approches de surveillance SHM. Pour avoir une démarche plus réaliste s'approchant des vraies conditions de service, la deuxième partie de ce chapitre, présente une approche in situ pour le monitoring des fissures de fatigue. Trois techniques de mesure ont été déployées simultanément : la mesure du champ de déformation par DIC a permis d'évaluer la dégradation de la rigidité introduite par la propagation de la fissure. L'utilisation d'EA a permis d'identifier la phase d'initiation et de confirmer les observations par caméra numérique. De plus, la mise en place d'une approche de surveillance par un système ultrason à couplage à air a permis d'établir un indice d'endommagement qui corrèle bien avec l'évolution de la taille de la fissure observée dans la structure.

Chapitre 5

Article 1: Assessment of the effect of delamination flaw on fatigue damage development and on stiffness variation in composites using complementary monitoring techniques

Auteurs et affiliations :

Nidhal Bouslama : étudiant au doctorat, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Québec, Canada. Département de Génie mécanique.

Nicolas Quaegebeur : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

Ahmed Maslouhi : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

Patrice Masson : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

État de l'acceptation : article soumis

Revue : Structural Health Monitoring

Titre en français : Evaluation de l'effet d'un défaut de délaminage sur le développement de l'endommagement en fatigue et sur la perte de rigidité dans un matériau composite en utilisant des outils de surveillance complémentaires.

Résumé

L'initiation et le développement de l'endommagement dans les matériaux composites tissés est un processus complexe et multi-échelles qui requiert une investigation approfondie afin d'identifier les mécanismes de rupture mis-en-jeu. Dans ce contexte, la présente étude a pour objectif d'évaluer l'effet qu'introduit un défaut de fabrication simulé par une couche de teflon sur la formation de l'endommagement et la durée de vie. À cet effet, un modèle éléments finis a été d'abord développé, ce modèle a permis d'évaluer la distribution des contraintes autour du défaut et à connaître le mode de rupture sollicité. Par la suite, des essais de fatigue ont été menés sur deux configurations avec et sans défaut inséré avec suivi de l'endommagement. La méthodologie de surveillance appliquée au cours de ces essais se base sur trois techniques non destructives complémentaires qui consistent à réaliser des mesures ultrasonores et par corrélation d'image (DIC). Pour chacun de ces échantillons, l'activité acoustique a été enregistrée avec localisation des sources en provenance de la zone d'inspection ce qui permis d'avoir un aperçu quantitatif sur l'accumulation d'endommagement. De plus, la chute de rigidité moyenne et autour du défaut ont été évaluée tout au long des essais grâce à la mesure du champ de déformation. En parallèle, une inspection in-situ a été réalisée par un système à ultrasons à couplage à air (ACU) par la génération et la réception d'ondes guidées. La vitesse de propagation du mode antisymétrique A_0 a été évaluée comme étant une mesure indirecte de la rigidité puis elle est comparée à la dégradation de rigidité de surface déterminée par corrélation d'image.

Mots clés : *composite tissé, surveillance non-destructif, ondes guidées à couplage à air, durée de vie en fatigue, émission acoustique (EA), corrélation d'image (DIC)*

5.1 Abstract

Damage initiation and development in a plain weave carbon fibre reinforced polymer (CFRP composites) is a complex and multiscale process, which requires a substantial investigation to understand their behaviour under dynamic loading conditions. In this context, the present study explores the effect of the presence of a manufacturing defect, simulated by inserting Teflon insert in the composite, on the development of damage and fatigue life. This objective was achieved by developing a finite element model, which favoured the evaluation of the state of stress around the inserted defect and made it possible to identify the mode of failure, by determining the strain energy release rates, starting the spread of delamination in the composites. Fatigue tests are then performed on two configurations of the composite laminates with and without embedded defects, using continuous real-time monitoring by NDT techniques. The proposed methodology exploits ultrasonic guided wave propagation and strain mapping by using digital image correlation (DIC). For all specimens, monitoring was performed using the acoustic emission (AE) method with a source damage localization capability, allowing selective recording of acoustic events released from the inspection zone and providing quantitative insight into the damage sequence. The average stiffness degradation, around the flaw, was also evaluated during the lifespan of the composite, by measuring the strain field data on the surface of the specimen. Simultaneously, an active inspection strategy was implemented by using an air-coupled ultrasonic system (ACU), generating and detecting ultrasonic guided waves. The fundamental antisymmetric A_0 mode velocity was evaluated as an indirect measurement of the stiffness degradation and then compared with the surface stiffness obtained by digital image correlation.

Keywords: *Plain weave CFRP, non-destructive testing, air-coupled guided waves, fatigue life, acoustic emission AE, Digital image correlation DIC.*

5.2 Introduction

High-performance composite materials like fibre-reinforced polymers (FRPs) are in growing demand in diverse industrial sectors. They are particularly desirable in aeronautics where composites have been proposed as a solution to the increasing demand for lighter, high-strength and stiff materials (Breuer 2016). In this context, plain-weave composites have been designed to

overcome some weaknesses observed with unidirectional laminates and ensure superior service performance. Woven composites are constructed by interlacing two sets of threads, the warp and the fill, which offer balanced properties in the plane of the fabric and improve formability. The woven architecture also provides a bidirectional reinforcement to a single layer, resulting in improved impact resistance and excellent toughness (Harris 2003). These numerous advantages have promoted the integration of woven composites into the design and manufacture of principal structure elements. However, there are still some hurdles to overcome, mainly related to the presence of manufacturing flaws that can induce alteration of the mechanical properties and create early failures under dynamic loading. Indeed, composite fatigue life and structural damage tolerance are much more complicated and less well understood than that of conventional metallic materials despite the numerous recent studies (Degrieck and Van Paepegem 2001) (Talreja and Varna 2016). Generally, fatigue damage in composites is accompanied by extensive damage accumulation throughout the specimen volume, which is due to matrix cracks developing, fibre breakage, fibre-matrix interface damage, fibre breakage and delamination.

Additional damage mechanisms are present in plain weave textiles, which are largely attributed to their special geometric features characterized by the presence of resin-rich pockets. According to Quaresimin et al. (Quaresimin and Carraro 2016), the damage development under tensile fatigue loading can be summarized in four steps. First, the damage appears in the form of transverse cracks initiated inside the yarn. With continued fatigue cycles, the number of transverse cracks increases, and they propagate along the yarn length through the resin-rich pockets. Upon reaching a saturation phase, transverse cracks begin to spread as local delaminations induced by the shear stress from the interaction with longitudinal layers. Thereafter, a splitting phase is initiated when the local transverse stress exceeds the strength of the longitudinal yarns. The final failure occurs through extensive breakage of fibers in the longitudinal yarns (Figure 5-1).

The complexity and the interaction between the different damage modes makes the development of a commonly accepted method for evaluating structural integrity and damage tolerance difficult, despite the numerous experimental studies conducted over the last decade (Ogin, Brøndsted, and Zangenberg 2016) (Ansar, Xinwei, and Chouwei 2011). For a safe design of composite structures, it is essential to evaluate the effect of flaws on damage propagation and mechanical properties. Therefore, designing composite structures that are safe and damage tolerant requires in-depth knowledge on the effect of the presence of manufacturing flaws and in-service damage on residual

strength, stiffness and endurance limit. In this context, Non-Destructive Testing (NDT) techniques have demonstrated valuable contributions for both understanding the mechanical behaviour, identifying the damage process and estimating stiffness degradation for plain weave composites.

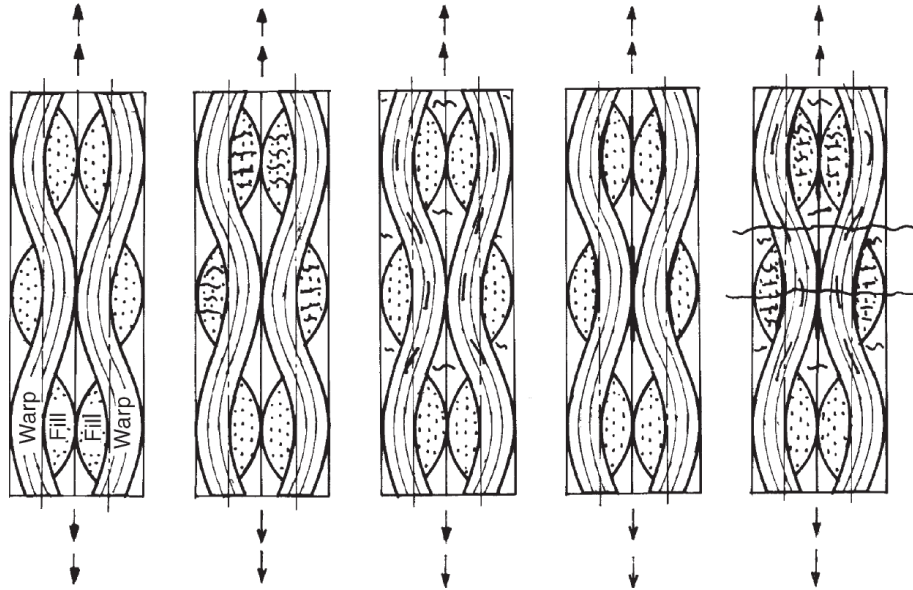


Figure 5-1: Schematic representation of damage growth in woven-fabric composites during fatigue.

In the current study, a robust monitoring approach was developed by cross-validation of results from three complementary techniques with multiscale capabilities. The proposed method is based on simultaneous and continuous measurements using acoustic emission (AE), digital image correlation (DIC) and ultrasonic guided wave techniques. These methods have complementary capabilities by monitoring both macro-scale features such as the global stiffness and strain fields as well as microstructural damage like matrix cracks and fiber-resin interfaces decohesion. The AE technology uses piezoelectric sensors to catch stress waves released by a constrained material and was among the first in-situ methods for fatigue monitoring. AE can provide valuable insights into the damage sequence by offering continuous and global monitoring from damage initiation and propagation through the final failure of the woven composite (Silversides, Maslouhi, and LaPlante 2013). Another interesting feature of the AE technique is that by using multiple sensors, three or more, it is possible to achieve planar localization of the damage source, as it has been demonstrated in several studies (Godin, Huguet, and Gaertner 2005). The most common approaches for acoustic emission localization are based on the calculation of time of arrival (ToA) and the velocity of the propagating stress wave, which is related to the composite geometry, laminate configurations and the nature of material components. Anisotropic material and complex geometries features can

result in mode conversion and velocity variation leading to an error in ToA calculation and therefore a poor performance of the location algorithm results. Several studies have attempted to address the problem of AE source location for composite material monitoring. Wu (Wu and Maslouhi 2017) used a planar localization algorithm to isolate signals related to delamination initiation and evolution from an inserted flaw in woven CFRP material. Crivelli et al. (Crivelli et al. 2015) have successfully located fatigue matrix cracking and delamination released from a notched and impacted carbon fibre panel. Eaton et al. (Eaton, Pullin, and Holford 2012) have developed a delta-T mapping algorithm to enhance tracking fatigue cracks in CFRP materials. A review of the advantages and disadvantages of different localization approaches is proposed by Kundu (Kundu 2014).

The second technique used in this research work is the digital image correlation (DIC) which is a non-contact optical technique that analyzes digital images taken at different loading steps and compares them with the first image, which was taken as the reference image. This technique could be a valuable tool for evaluating the strain field and the degradation of mechanical stiffness under cyclic loading (Feissel et al. 2013; Cuadra et al. 2013), and providing a global measurement of the change in stiffness modulus compared to the traditional technique using local strain gauges.

Ultrasonic guided waves are among the most common techniques for the non-destructive inspection of composite structures (Z. Su, Ye, and Lu 2006) (Quaegebeur et al. 2017). Air-coupled ultrasound (ACU) has been recently proposed as an alternative technology to avoid contact or immersion of the specimen. This technique allows for rapid setup and scanning by removing the need for a coupling agent. However, owing to the high absorption level in the air and the acoustic damping of the inspected structure, this technique requires the use of sensitive transducers and high driving voltages to overcome this loss of energy. Recent studies have confirmed the potential of ACU as an efficient monitoring technique during fatigue testing. Most of the studies take advantage of the direct relationship between the wave velocity and the elastic moduli governing the mechanical degradation under loading. Rheinfurth et al. (Rheinfurth et al. 2011) focused on the damage development in a glass fibre non-crimp fabric coupon under various fatigue loading conditions using ACU system. The author demonstrated a close correlation between the fundamental antisymmetric wave A_0 mode velocity decrease, the amount of stiffness degradation, and the increased of crack density. In further studies, the same monitoring technique was applied (Rheinfurth et al. 2012) to monitor the damage in glass fibre cylinders subjected to biaxial fatigue

loading. The result showed that a decrease in phase velocity accompanies accumulated fatigue damage and an increase in the attenuation factor expressed by wave amplitude ratio. Castaings et al. (Castaings and Hosten 2008) used ACU to control the integrity of high-pressure composite tanks, the proposed inspection methodology using Lamb waves (A_0 mode) have shown to be successfully sensitive to moisture and microcrack damage present in the carbon-epoxy specimens.

Despite the investigations as mentioned earlier, a thorough understanding of the interaction between different damage mechanisms still lacks, especially in the presence of manufacturing flaws that could harshly affect the structural integrity and fatigue endurance limit. It is also challenging to provide comprehensive and real-time monitoring methodology capable of establishing relations between initial micro-damage and macroscopic quantification of the fatigue damage applied to plain weave composite material. In this regard, the current study used monitoring procedures to assess the effect of manufacturing flaw on damage development, stiffness degradation and fatigue life in a plain woven CFRP composite material. Trials were conducted on woven CFRP specimens with and without an artificial embedded flaw under tensile fatigue loading. The monitoring strategy is based on the synchronous use of DIC technology to assess rigidity reduction and the AE technique, using localization algorithm, to find the area of damage initiation and propagation. The ACU system using the guided waves through the specimen is also used in Pitch-Catch configuration. The analysis of the interaction of guided waves with incipient damage is performed to quantify the decrease in group velocity of guided waves. The measured reduction in waves velocity is correlated with stiffness degradation due to the accumulation of fatigue damage within the composite. The relationship between mechanical stiffness degradation, guided wave group velocity, and localized AE sources provides a thorough understanding of the damage process in tested composite samples.

5.3 Numerical investigation on stress distribution

To understand the effect of the inserted Teflon layer used to mimic interlaminar delamination, the stress distribution around this defect is investigated by developing a full three-dimensional finite element model using ANSYS software (Figure 5-2 (a)).

In this model, the artificial flaw is modelled by a square shaped cavity (dimension 12.7x12.7mm) with rounded edges according to several cross-section observations made under an optical

microscope (Figure 5-2 (b)). The FE model is also constructed using one brick element through the thickness for each composite ply, except in the defect zone where particular mesh refinement has been adopted. The element number and dimension in this zone has been optimized to provide an accurate assessment of the stress state at the flaw contour (Figure 5-2(c)).

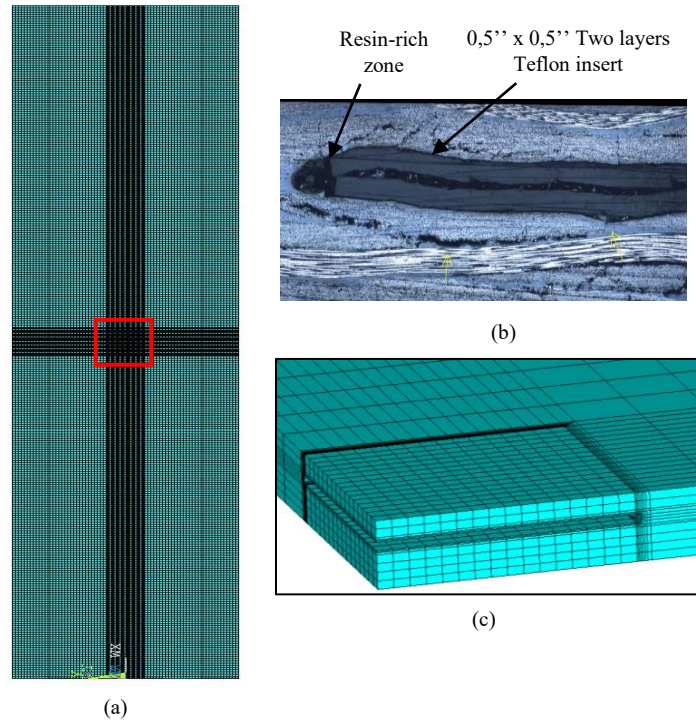


Figure 5-2 : FE model details : (a) Global FE model, (b) Fractography of the Teflon insert (c) FE mesh refinement around the defect.

The model was then subjected to a unidirectional force of 55 kN, which is equivalent to the maximum applied load applied during fatigue loading. The normal S_z and the shear stress S_{xz} distributions were extracted at the contour of the defect and reported in Figure 5-3.

By comparing the stress values on the four sides of the defect, it possible to note that the maximum stresses are situated in the two fronts opposite to the applied load. Both sides develop significant shear stress and negative normal stress. The presence of high shear values with compression stresses in the defect front, lead to conclude that under cumulative fatigue loading, delamination will propagate mainly by in-plane shear stress (mode II) rather than the open mode.

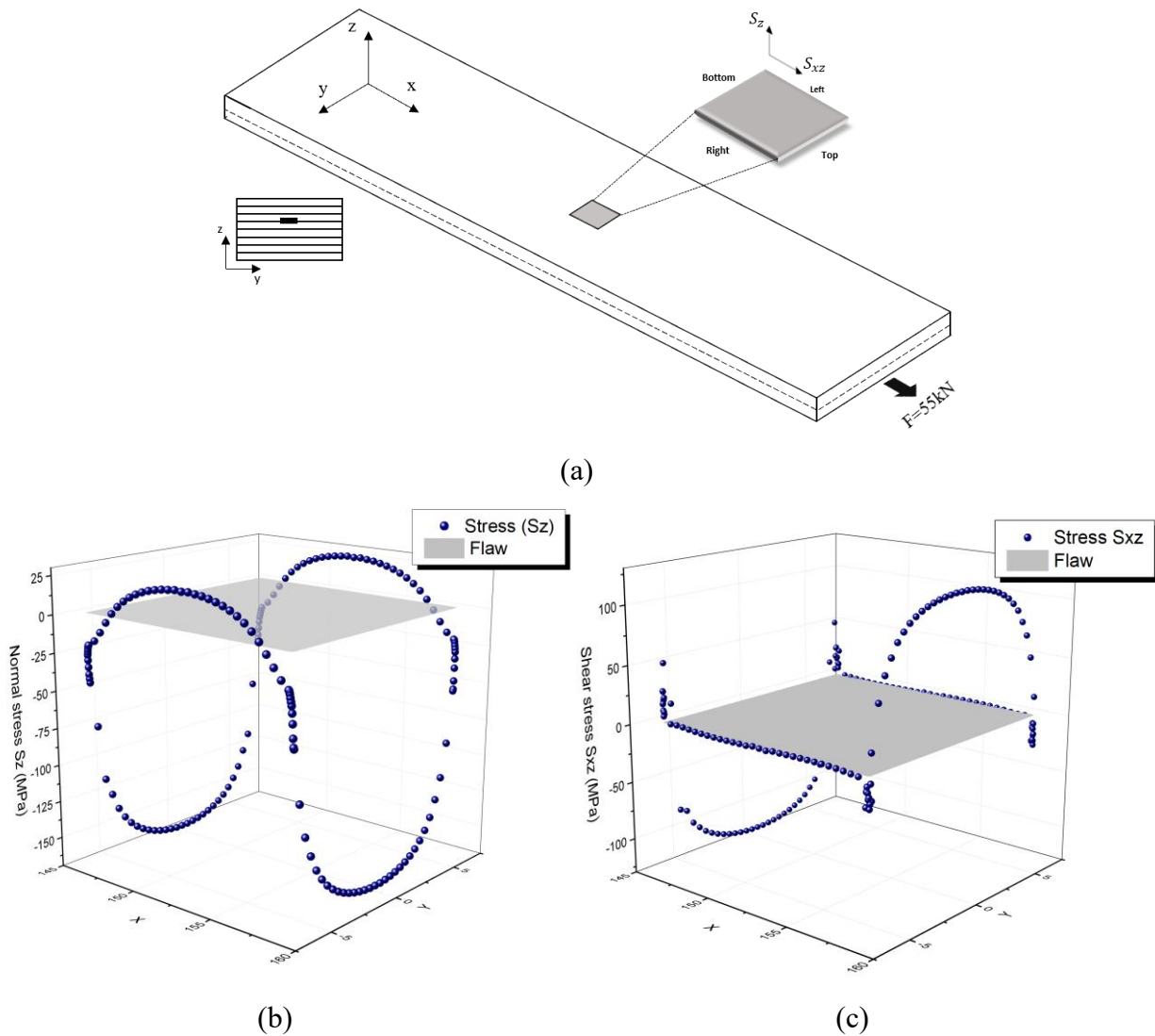


Figure 5-3 : Stress distribution calculated at the edges of the defect: (a) schematic details of the specimen and location of the flaw inside the composite (b) Normal stress S_z (c) shear stress S_{xz} .

Axial and shear stresses across the thickness of the specimen are also evaluated around the flaw as shown in Figure 5-4. The obtained profiles confirm previous constataions where important shear stresses are observed at the plan of the inserted defect.

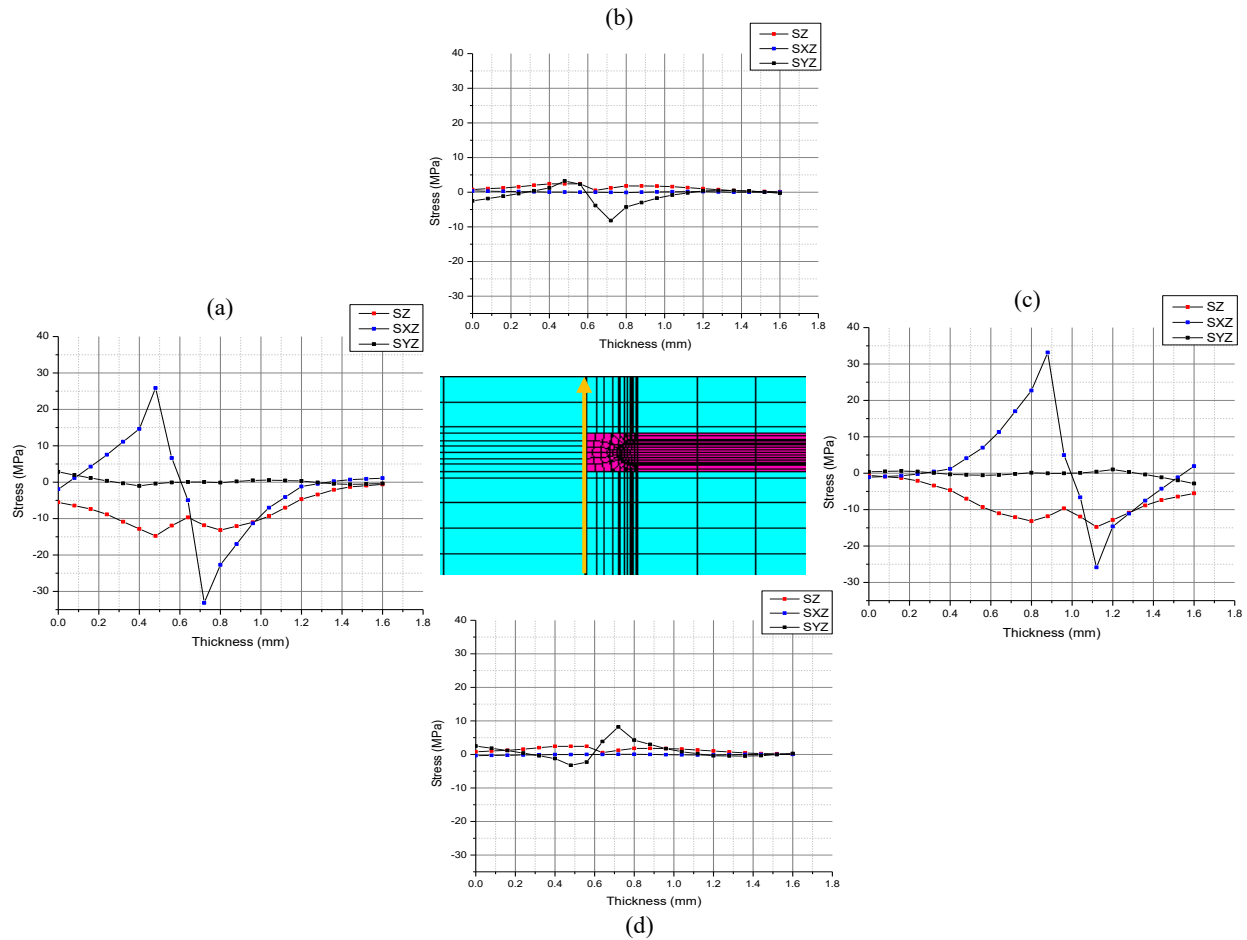


Figure 5-4 : Normal and shear stresses through the thickness of the specimen: (a) bottom side, (b) left side, (c) top side and (d) right side of the inserted flaw.

5.4 Test material and experimental setup

5.4.1 Material definition

The tested specimens are made of a woven fabric composite with a plain weave configuration composed of eight plies with the following stacking: $[45/0/-45/90]_5$. Each woven layer is formed by interlacing two orthogonal yarns with a $[0/90]$ orientations. The plate has an average thickness of 1.2 mm and dimensions of 304×76 mm, as shown in Figure 5-5.

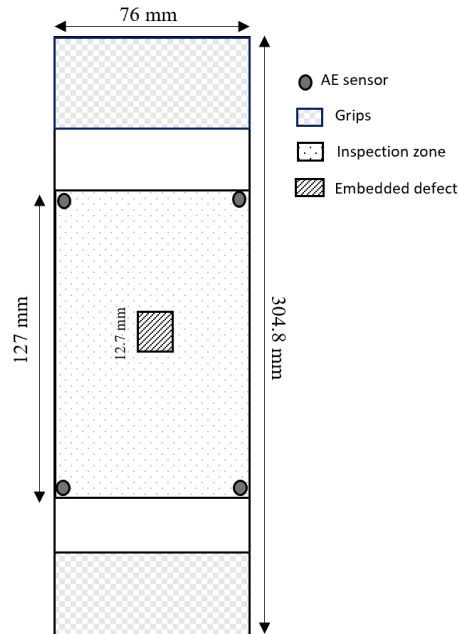


Figure 5-5: Specimen geometry and definition of the inspection zone.

Two specimen configurations were manufactured according to aerospace requirement: a no-flaw specimen (NFS) and a with-flaw specimen (WFS). The artificial flaw was introduced by inserting Teflon tape between the third and fourth plies, centered in the middle of the specimen. The artificial flaw has a square shape with dimensions of $12.5 \times 12.5 \text{ mm}$ representing the typical inspectable damage size of a delamination in service condition. For each configuration, the specimens were prepared from the same panel to ensure comparable curing conditions between different batches.

5.4.2 Experimental setup

In this study, all the tests were carried out on an MTS 320 hydraulic testing machine with a load capacity of 100 kN. Both specimen configurations were tested under the same constant loading amplitude, which was fixed at 60 % of the Ultimate Tensile Strength (UTS). The stress ratio (R) was set to 0.1 and cycled at a frequency of 7 Hz. To ensure the repeatability and appropriate statistical interpretation of the results, three specimens of each configuration were tested until final failure.

Continuous measurement with ACU and DIC systems was achieved by synchronizing the acquisition with the applied force signal such that all the measurements were performed simultaneously at the same load. Detailed images of experimental setup are shown in Figure 5-6.

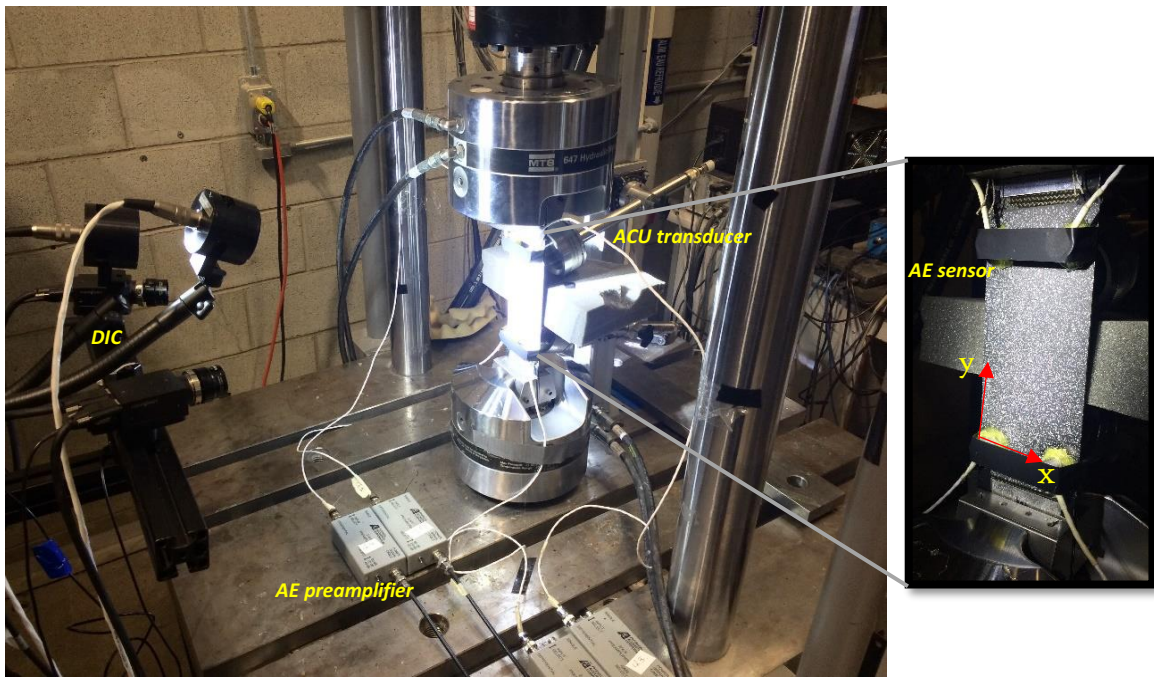


Figure 5-6: Experimental testing and monitoring setup.

5.4.3 Applied methodologies for damage monitoring

5.4.3.1 Air-coupled ultrasonic guided waves for fatigue damage assessment

The ultrasonic guided wave inspection, whose objective is to evaluate and quantify the interaction of the injected guided waves with incipient microcracking in the composite as a function of the increase of the number of cycles, is based on an air-coupled system composed by two circular electrostatic transducers manufactured by CANOE possessing wideband frequency response of 100-600 kHz. The ACU system was installed in a pitch-catch single-sided inspection configuration to allow guided waves to be generated and measured throughout the specimen. A shield made of foam was placed between the two transducers to avoid direct air-path transmission and specular reflection in air. The setup and the fixture are shown in detail in Figure 5-7.

For these trials, the fundamental A_0 wave mode was selected, since only the out-of-plane displacement is continuous at the interface between the plate and air. Moreover, the antisymmetric mode A_0 offers better interaction wave-damage to assess the mechanical properties degradation over fatigue life due to damage accumulation. The setup orientation between the two transducers

is fixed at opposite angles, defined according to the Snell-Descartes law so the required mode can be generated (Castaings and Cawley 1996) then adjusted by searching for the maximum output signal. A detailed description of the mode selection and excitation can be found in the literature (Castaings and Hosten 2001). Data acquisition was achieved by developing a LabVIEW interface in which the load signal from the MTS machine was used to trigger the ACU system every 500 cycles using a sweep waveform between 100 kHz and 500 kHz. The input signals were amplified using a high voltage amplifier (NOVO UA-8200). The interface of this program is presented in Figure 5-7.

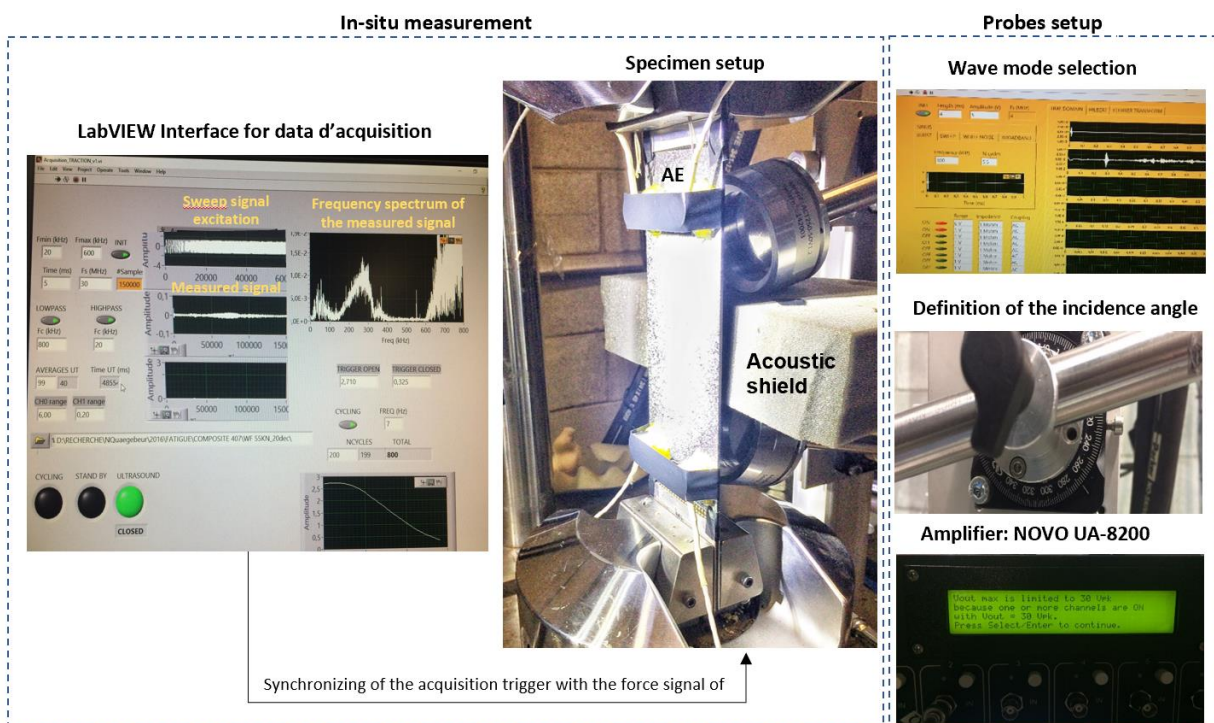


Figure 5-7: Air-coupled ultrasound acquisition chain.

In the current study, the wave velocity variation is used to track material degradation. Due to the presence of damage, the phase velocities of the guided waves propagating in the composite change and it is then possible by quantifying this velocity variation, to evaluate the severity of the damage induced in the composite by fatigue. The wave velocity is directly related to fatigue damage accumulation and closely follows the change of the in-plane degradation of the elastic properties over fatigue life. In general, the ultrasonic wave velocities were found to decrease as the number of fatigue cycles increases.

To assess velocity data, the post-processing of ACU signals consists in performing a narrow-band reconstruction for a five cycles burst signal with 250 kHz centred frequency from the measured transfer functions using an inverse Fourier transform (Jennifer E. Michaels et al. 2013). This allows interrogation at a precise frequency and easy measurement of the group velocity through the Time-of-Flight (ToF) and amplitude of the measured response (Quaegebeur et al. 2018b). The ToF is extracted from the location of the peak value using the signal envelope computed from the magnitude of the analytic signal obtained by processing Hilbert transform function.

5.4.3.2 Localization methodology of stress wave emission sources

AE monitoring was performed using a Mistras PAC system with four sensors (“Physical Acoustics Corporation.” 2019). The piezoelectric transducers have wideband frequency response (50-800 kHz) with a peak frequency at 500 kHz. All of the recorded signals were pre-amplified by 40 dB. The PZT sensors were positioned at the same distance from the embedded flaw location and attached to the specimen using fasteners made of aluminum and rubber as a fixture system and acoustically coupled with vacuum grease.

The location of the source emitting acoustic emission waves was calculated with AEwin software using the 2D anisotropic planar location algorithm (“AEwin Software User’s Manual” 2003). The spatial coordinates of AE events were determined based on the Time-of-Arrival (ToA) of the travelling wave compared to the first detected hit by sensor 1 Figure 5-8. For the present configuration employing four sensors, multiple regression analyses were performed to determine the best location fitting from all the available data. The location of the AE source was calculated by resolving the following system of equations:

$$\left. \begin{aligned} \Delta t_{21} &= \sqrt{(x_2 - x_s)^2 - (y_2 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - y_s)^2} / v \\ \Delta t_{31} &= \sqrt{(x_3 - x_s)^2 - (y_3 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - y_s)^2} / v \\ \Delta t_{i1} &= \sqrt{(x_i - x_s)^2 - (y_i - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 - (y_1 - y_s)^2} / v \end{aligned} \right\} (x_s, y_s) \quad (5.1)$$

where v is the propagation velocity of the transitory elastic waves determined experimentally using one-dimensional location approach), (x_i, y_i) are the coordinates of the AE sensors; and (x_s, y_s) are the unknown coordinates of the AE source.

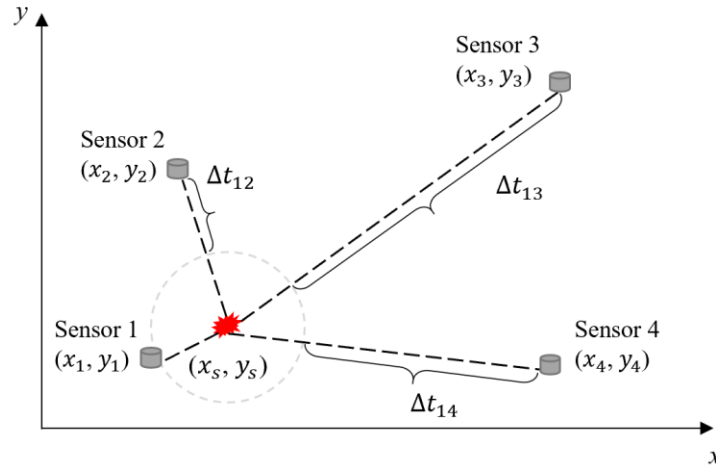


Figure 5-8 : Principle of planar localization algorithm using four AE sensors.

Preliminary calibrations using pencil break, Hsu-Nielsen source-ASTM E976, at different directions were carried out to calculate the surface wave speed in both directions and validate the coordinate positions determined by the program. After numerous adjustments, the following acquisition parameters were selected: Peak Definition Time (PDT) = 50 μ s; Hit Definition Time (HDT) = 1000 μ s; Hit Lockout Time (HLT) = 300 μ s, and a sampling rate of 10 MHz. The threshold was defined as 55 dB, which was chosen to minimize the AE signals generated from friction machine noise and to avoid detection of the ultrasonic waves injected by the ACU system. For all acoustic parameters, the data processing treats the accumulated values from the four sensors.

5.4.3.3 Digital image correlation system

The commercially available DIC system VIC-3D was used for measurement of the strain field, which allows an assessment of the stiffness degradation generated by fatigue loading of the composite specimens. The VIC 3D software permits the calculation of the accumulated strain by comparing the subsequent images with the reference one taken before loading. The algorithm seeks to minimize the value of the correlation function between the gray level to find the exact position (of the subset) and determine the displacement vector corresponding to the transformation after motion (Eq.5.2). The inspected zone was painted with a random speckle pattern so that the system could track the changes in gray values between images taken during the fatigue loading. The zone of interest was 125 x 75 mm, as shown in Figure 5-6. The average value of the longitudinal strain value ϵ_y in the zone of interest was considered for computing the variation of the stiffness modulus as a function of the number cycles. The DIC system was also synchronized with the sinusoidal

force signal generated from the MTS machine. Thus, the acquisition was preset to record a sequence of images respectively at the maximum value of the applied load every 1000 cycles until the final failure of the specimen.

$$C(x, y, u, v) = \sum_{i,j=n/2}^{n/2} (I(x+i, y+j) - I^*(x+u+i, y+v+j))^2 \quad (5.2)$$

Pixel value at $(x+i, y+j)$
Pixel value at $(x+u+i, y+v+j)$

Image before motion
Image after motion

Displacement (disparity)

n: subset size

Correlation function

5.5 Fatigue investigation results

5.5.1 Study of the effect of the inserted defect on the fatigue life of the composite

All six specimens, no-flaw specimens (NFS) and with-flaw specimens (WFS), were fatigue tested using the monitoring approach described above, and the obtained fatigue life is summarized Table 5-1.

Table 5-1: Summary of experimental fatigue life for NFS and WFS

No Flaw Specimen (NFS)	Fatigue life	With Flaw Specimen (WFS)	Fatigue life
NFS1	634 000	WFS1	220 000
NFS2	690 000	WFS2	199 000
NFS3	667 000	WFS3	240 000
Average fatigue life	663 000	Average fatigue life	220 000

For the NFS samples, an average lifetime of 663 000 cycles was achieved under the load of 55KN, whereas, for samples with an inserted delamination defect, the lifetime obtained for the same level of loading was 220 000 cycles. The results highlight the drastic impact of the embedded flaw on fatigue life performance. An average fatigue life reduction of 66,8%, was observed between the two specimen configurations. Postmortem examination reveals that random failure positions with widespread damage characterize the NFS, whereas, in the WFS, the macroscopic cracks are less

important and confined to the median plane of the plate at the level of the artificial flaw. Figure 5-9 illustrates the final surface failure modes for specimens NFS1 and WFS1.

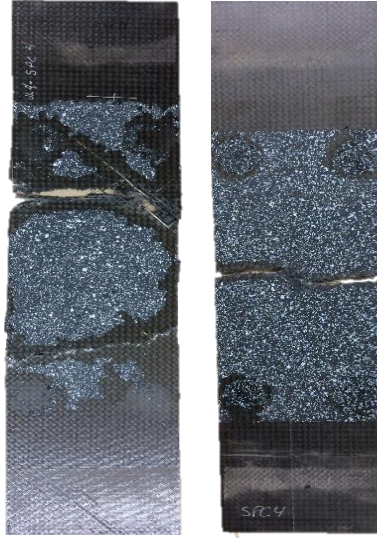


Figure 5-9: Typical failure modes observed for: No-Flaw-Specimen NFS1 (left) and With-Flaw-Specimen WFS1 (right).

To elucidate the extent and morphology of the damage, around the artificial flaw area, an additional specimen loaded over 70% of the fatigue life was inspected by ultrasonic C-scan and 3D X-ray computed tomography. The C-scan result presented in Figure 5-10 (a) shows two damage zones, on the top and bottom side of the specimen, resulting from the exerted pressure by the grips of the testing machine. It also shows the presence of delamination damage located at both free edges of the specimen. The C-Scan map in the borders of the flaw reveals the spread of fatigue matrix damage and the presence of interlaminar delamination. This damage is initiated by shear stresses promoted by the mismatch in properties of the individual layers introduced by the Teflon insert.

Local damage around the artificial flaw is emphasized by a tomographic analysis performed using an X-ray Skyscan 1172 system. The scanned sample has the dimension of 25x25 mm and was cut-out from the same tested specimen. Results presented in Figure 5-10 (b) illustrate different cross-section positions through the depth of the specimen and the micrographs confirm the presence of several interlaminar delaminations developed not only within the flaw layer but also at other adjacent layers.

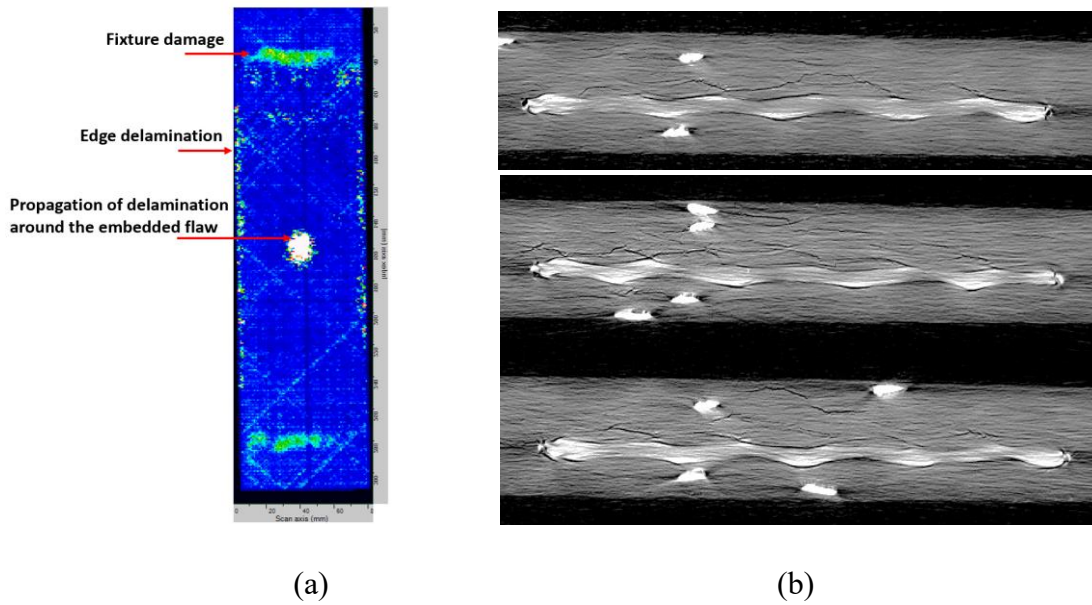


Figure 5-10: C-scan result (a) and through thickness X-ray analysis results (b).

5.5.2 Acoustic emission monitoring

This section presents the results of the acoustic emission activities generated during dynamic loading of NFS and WFS samples. The Localization of the sources creating acoustic emission waves facilitates the tracking of the initiation and damage accumulation in the area of the embedded defect, provides an efficient indicator to help quantify the damage development over fatigue life. Thus, the normalized evolution of the cumulative counts for NFS and WFS over the fraction life in percent, are depicted in Figure 5-11 and Figure 5-12, respectively. Comparable behaviours are observed for all NFS. The cumulative count evolution exhibits the first peak at (5-10%) of the fraction of life. After damage initiation, acoustic emission evolution curves as a function of the fraction of life shows a significant increase demonstrated by an abrupt slope of the curves in the zone from 10% to 25% of the fraction of life. The acoustic activity of this phase is related to the intense release of acoustic energy, in the form of ultrasonic waves, which is associated with the matrix cracking and the fibre-matrix interface damage. By around 60% of the fraction of life, the figure shows that the acoustic emission activity slows considerably, and the slope of the accumulated AE counts curve decreases significantly. At this stage of the lifetime, the samples experience crack saturation. The higher concentration of cracks was observed at the edges of the

samples. The final phase shows stabilization of the curve corresponding to the crack saturation phase.

Unlike the NFS, the AE cumulative counts in the WFS exhibit a stepwise evolution in which three phases can be identified. The first phase is related to the damage originating at the specimen edges, followed by a flat zone with relatively low acoustic activity. An important rise is then observed between [40%-60%] of the fraction of life, during which local cracks increased from the mid-zone of the inspected area. The major part of this activity is attributed to the initiation of delaminations around the embedded flaw. The third phase is characterized by a much less pronounced increase where links between outside and around flaw take place leading to the final collapse of the specimen. To emphasize the accumulation of damage inside the specimen, the spatial density showing the acoustic emission events location in the inspection area are presented respectively for NFS1 and WFS1 in Figure 5-13 and Figure 5-14. 3D histograms are used to display the spatial distribution of damage sequence over 20%, 50% and 100% of the fatigue life

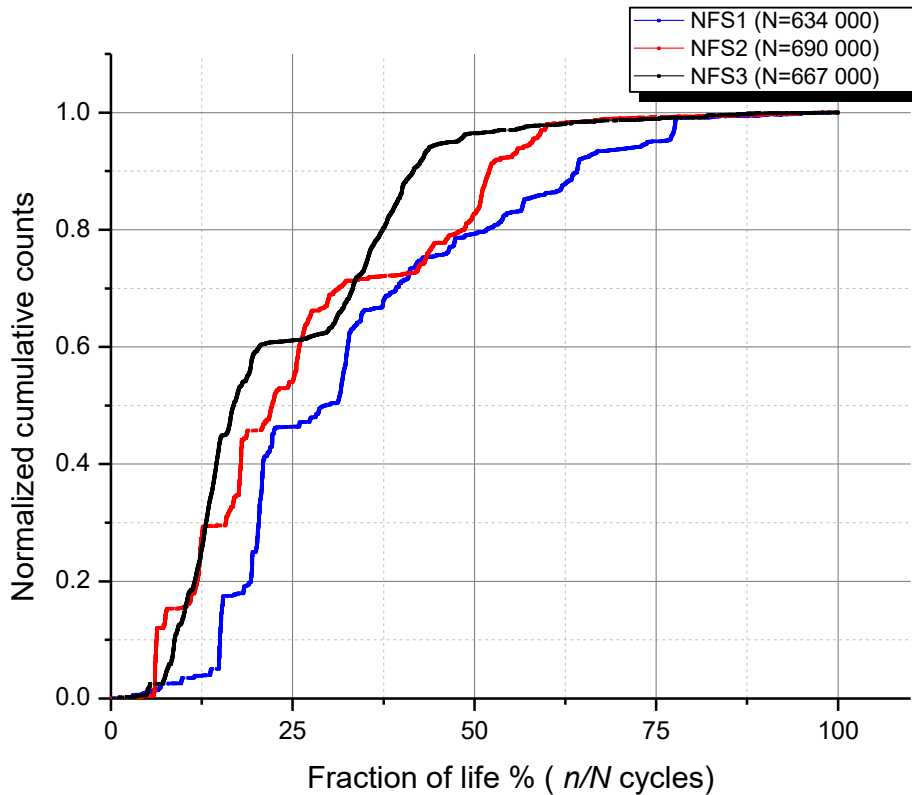


Figure 5-11: Cumulative counts for No-Flaw Specimens (NFS).

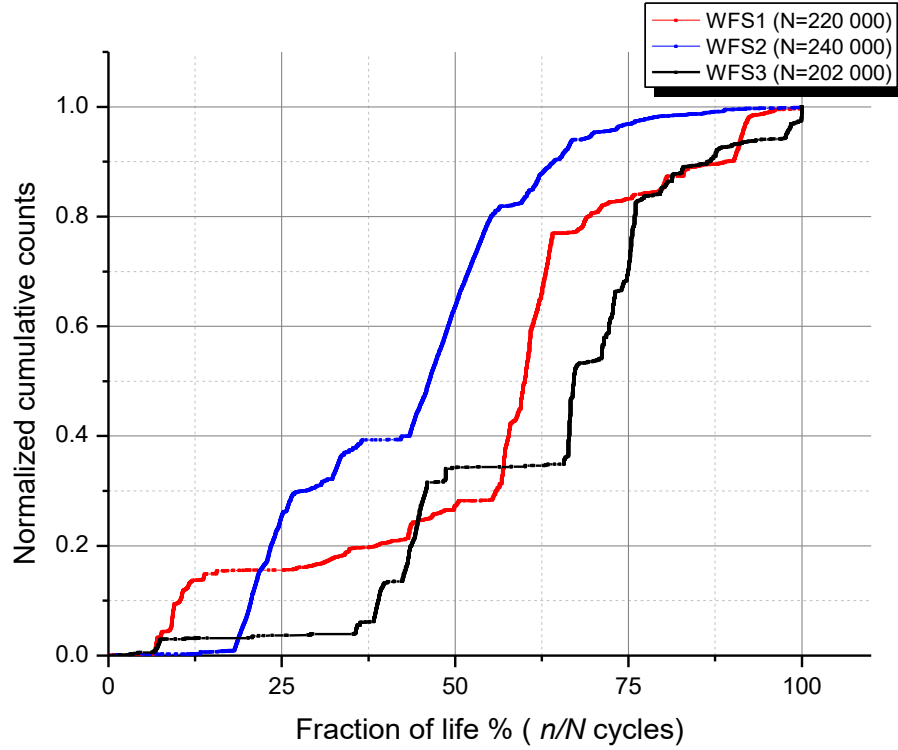


Figure 5-12: Cumulative counts for With-Flaw Specimens (WFS).

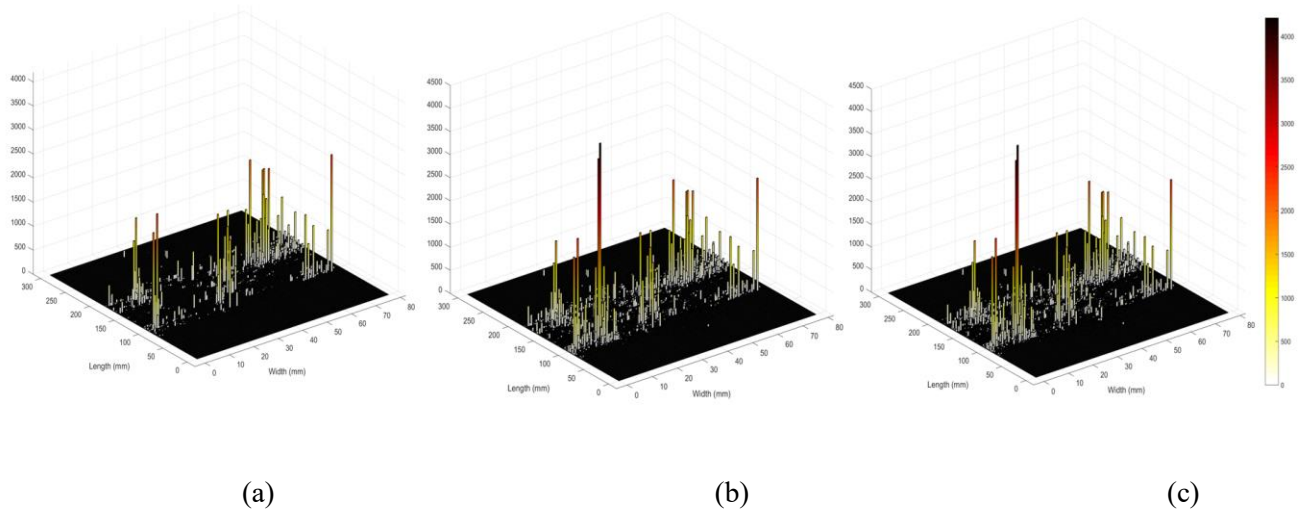


Figure 5-13: Location of emitted AE events for NFS over 20%, 50% and 100% of the fatigue life.

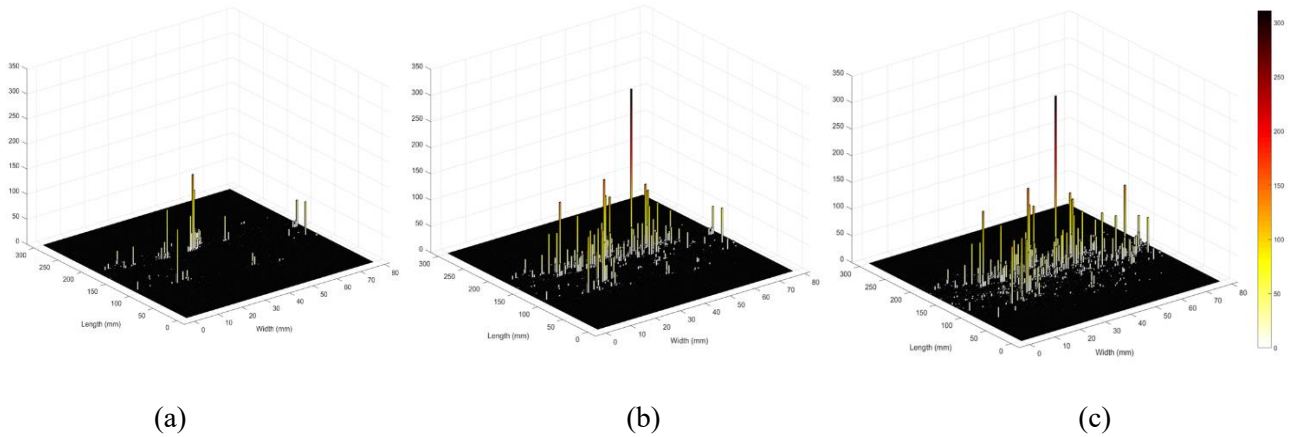


Figure 5-14: Location of emitted AE events for WFS1 over 20%, 50% and 100% of the fatigue life.

5.5.3 Stiffness decrease during fatigue loading

The stiffness degradation caused by fatigue loading was determined using the DIC system based on the average strain field measured over the area of interest. Figure 5-15 and Figure 5-16 show the evolution of normalized stiffness modulus (E/E_0) versus the fraction of life for the NFS and WFS configurations, respectively. E_0 is the initial specimen stiffness measured at the beginning of the test, and E is the updated stiffness determined after N cycles of fatigue loading. Different stiffness degradation patterns were found for the two configurations.

Considering the NFS, the stiffness evolution exhibits a typical profile, as demonstrated by the literature, with three degradation phases (Jamison et al. 1984; Reifsnider et al. 1983). A rapid decrease of approximately 8% occurred within the first 20% of the fatigue life. This degradation is caused by micro-structural damage such as matrix micro-cracking, fibre/matrix interfacial debonding and transverse cracks in the fill. This step is followed by a continuous slow decrease, which encompasses the major part of the fatigue life. The damage mechanisms attributed to this phase are a shear failure in the warp and the onset and propagation of delamination between the fill and warp as well as between adjacent layers. The transition between phase II and phase III at the last 5-10% of the fatigue life, in which the stiffness drops rapidly promoted by damage multiplication, particularly due to strands fractures on the 0° plies, leading to the final failure. The total average stiffness decay measured prior failure for the three NFS was approximately 20%.

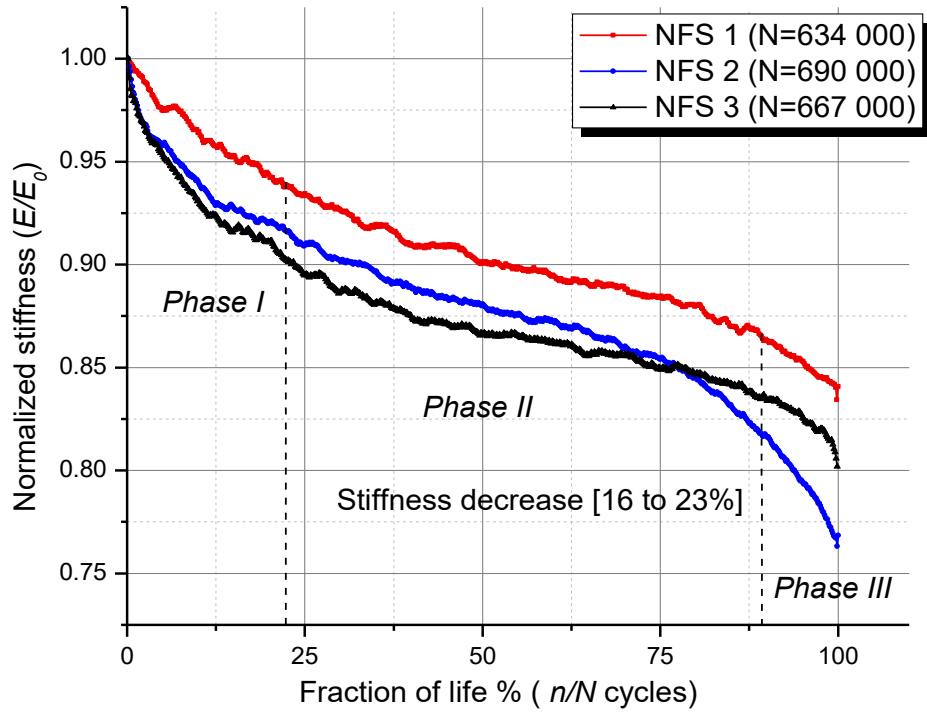


Figure 5-15: Normalized stiffness degradation of NFS over the normalized fatigue life

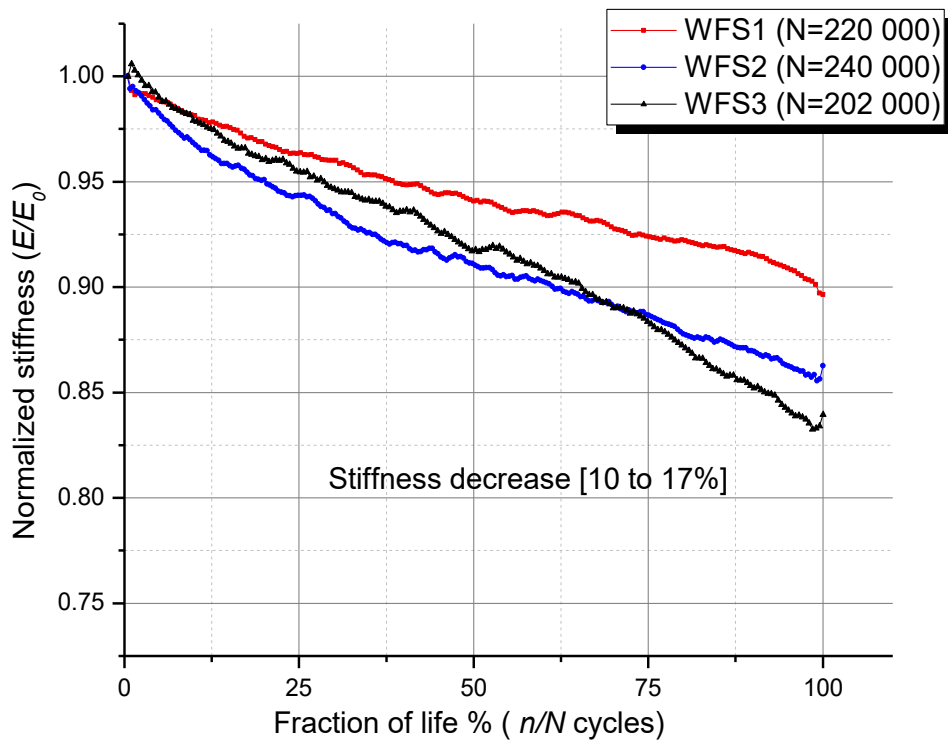


Figure 5-16: Normalized stiffness degradation of WFS over the normalized fatigue life.

However, in WFS, the stiffness decays more rapidly following a quasi-linear degradation but remain higher than that registered for the NFS at the final failure. The total stiffness decay for the three specimens varies between [10 to 17%], which is in accordance with the lower amount of damage observed previously in the failed coupons. As mentioned earlier, the important reduction in fatigue life caused by the artificial delamination could be attributed to the strain and shear stress concentration introduced by the flaw. Indeed, beginning in the first cycles, the strain field around the flaw exhibits higher values than within the rest of the plate. This high strain region increased over fatigue life and spread to cover a larger area. Figure 5-17 illustrates the evolution of the longitudinal strain fields during three different fatigue stages. The last stage of this map (Figure 5-17 (c)) emphasizes the spread and the linking between free-edge damage and interlaminar delamination initiated from the artificial flaw which leads to the final failure of the structure as localized AE activities demonstrated it. To highlight the essential peculiarities related to artificial flaw insertion, Figure 5-18 reports the mean strain value measured in WFS1 around the flaw and compared to the average value in the global zone covering the whole inspected area. The normalized elastic modulus decay around the flaw for the three WFS is reported in Figure 5-19. An average stiffness decay around 10% higher was observed compared to the rest of the structure. Furthermore, measurement of the 3D displacement field with the DIC system emphasizes the presence of swelling in the flaw zone. The increases in swelling are directly related to damage development and are promoted by the material relaxation and stress field asymmetry introduced by the Teflon insert inducing further delamination propagation. Figure 5-20 shows the out-of-plane displacement obtained after removing the rigid body motion.

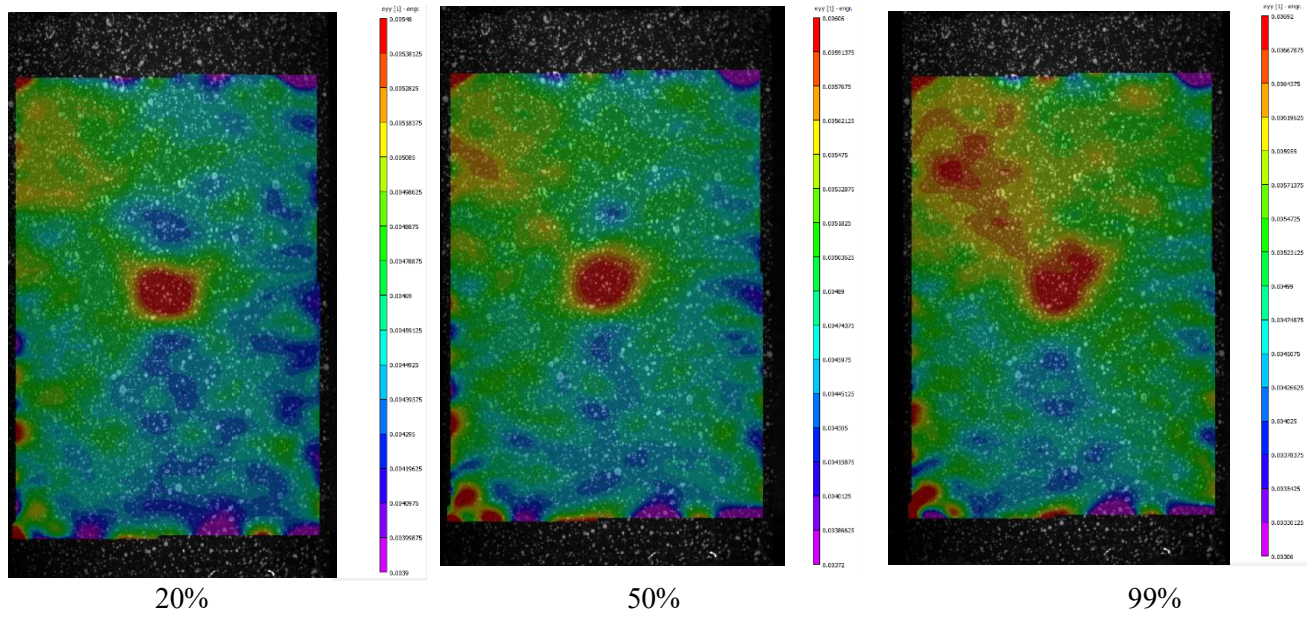


Figure 5-17: Evolution of the longitudinal strain field over the normalized fatigue life.

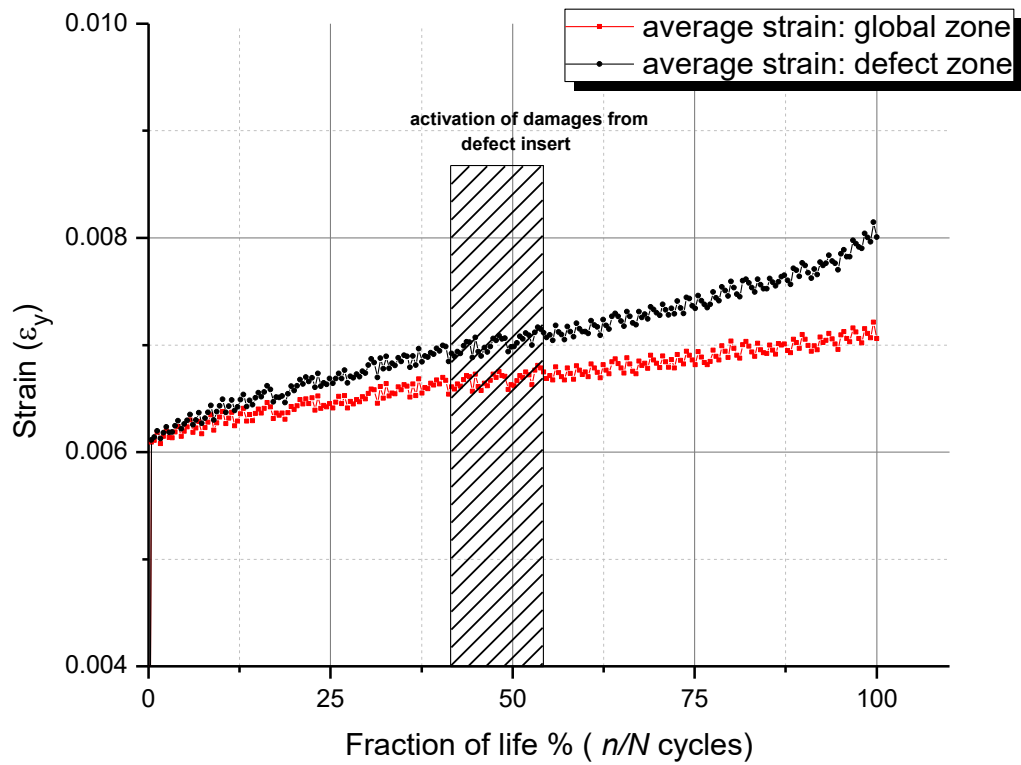


Figure 5-18: Comparison of the average longitudinal strain field between global and flaw zone over the normalized fatigue life.

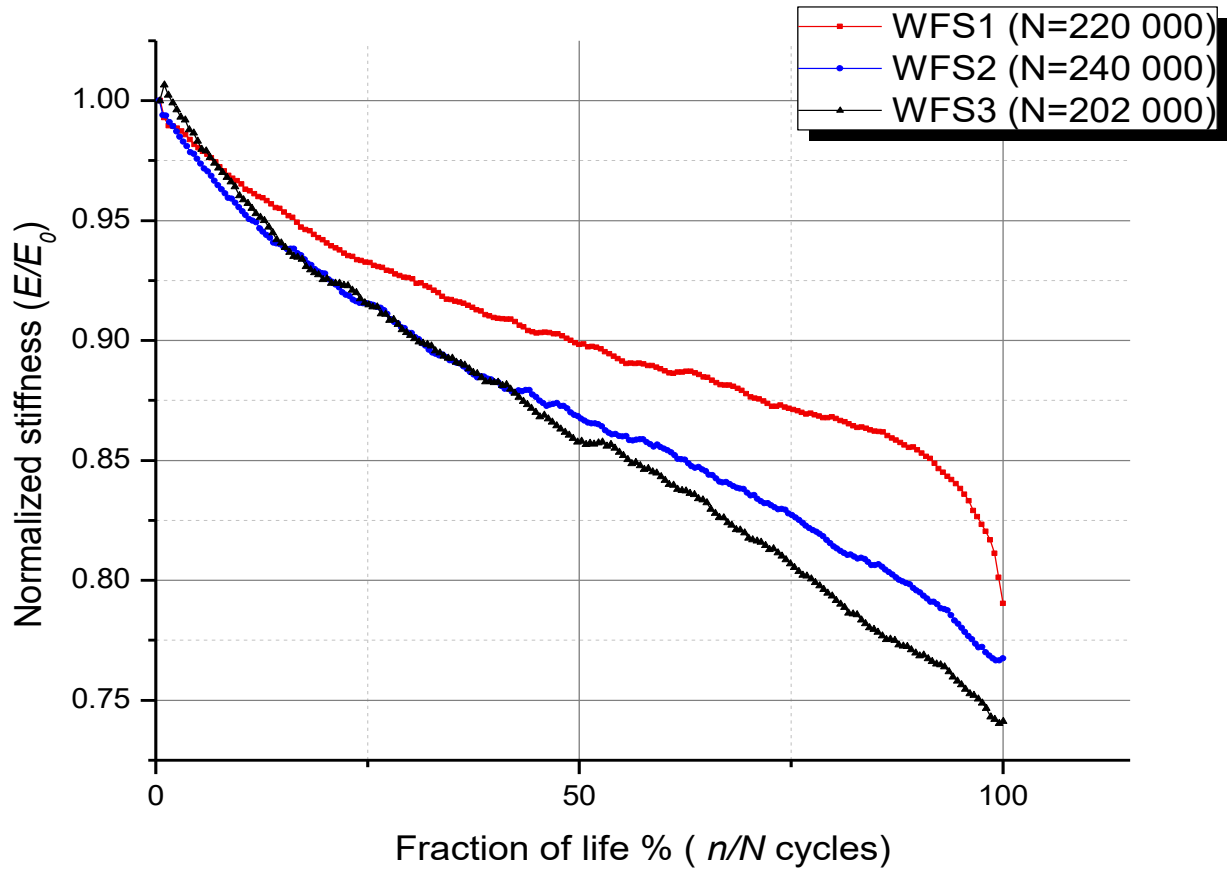


Figure 5-19: Normalized stiffness degradation on flaw area over normalized fatigue life.

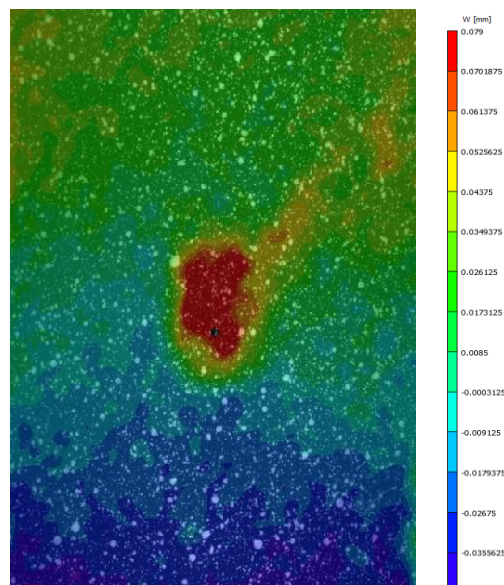


Figure 5-20: Out-of-plane displacement measured by the DIC.

5.5.4 Air-coupled ultrasonic guided waves monitoring

As previously observed in the literature (Seale et al. 1993), (Seale, Smith, and Prosser 1998) the interaction between ultrasonic guided waves and the development of fatigue damage induces an attenuation of the travelling guided wave and a decrease in the velocity of the injected wave. The rate of this reduction is proportional to the amount of damage inside the material and can be considered as a reliable indicator for fatigue damage monitoring and will be useful to quantify mechanical properties degradation.

The normalized velocities curves for NFS inspection are presented in Figure 5-21. Results show that they mainly follow the three fatigue stages as the stiffness decay observed using DIC. A steep decrease characterizes the first 10% of the life span followed by a continuous decline as shown by the figure between 10% and 75% of the fraction of life. The rapid decrease at the end (75%-100%) is promoted by the breakage of 0° ply acting as a waves guide. It appears that the extent of each stage varies depending on the individual specimen behaviour. The measured decrease in wave velocity for the three NFS is located between [4.2%~4.8%], while the stiffness results presented in the previous section lies between [16%~23%]. As a first approximation, it is well known that the stiffness of composite woven is proportional to the square of the phase velocity of the propagating ultrasonic waves. Consequently, the decrease in velocity curve versus the fraction of life is strongly correlated with the decrease of composite stiffness due to fatigue loading. This result is consistent with the results obtained in previous studies (Rheinfurth et al. 2012; Schmidt et al. 2012). Therefore, knowing the reduction in ultrasonic wave velocity versus the fraction of life and thus the decrease of composite stiffness, will facilitate the prediction of the remaining life of the composite after actual fatigue loading.

The WFS results presented in Figure 5-22 The WFS results presented in Fig.22 show a deviation at around the midlife of the specimen. This drop of approximately 2% of the wave velocity is attributed to the interaction between the guided waves and concentrated delaminations initiated by the embedded flaw (Figure 5-10). Although there is no notable change of the global stiffness curves at this stage, the local strain on the flaw area displayed a higher growth compared to the rest of the structure. Also, the results from the localization algorithm showed that major AE events are originating from the flaw zone. At the end of tests, the recorded wave velocity had been decreased by [3.8%~4.2%], representing a decrease of [10%~17%] for the stiffness. Despite the observed

different trends, the final decay interval obtained for the three specimens is in accordance with the stiffness-velocity relationship.

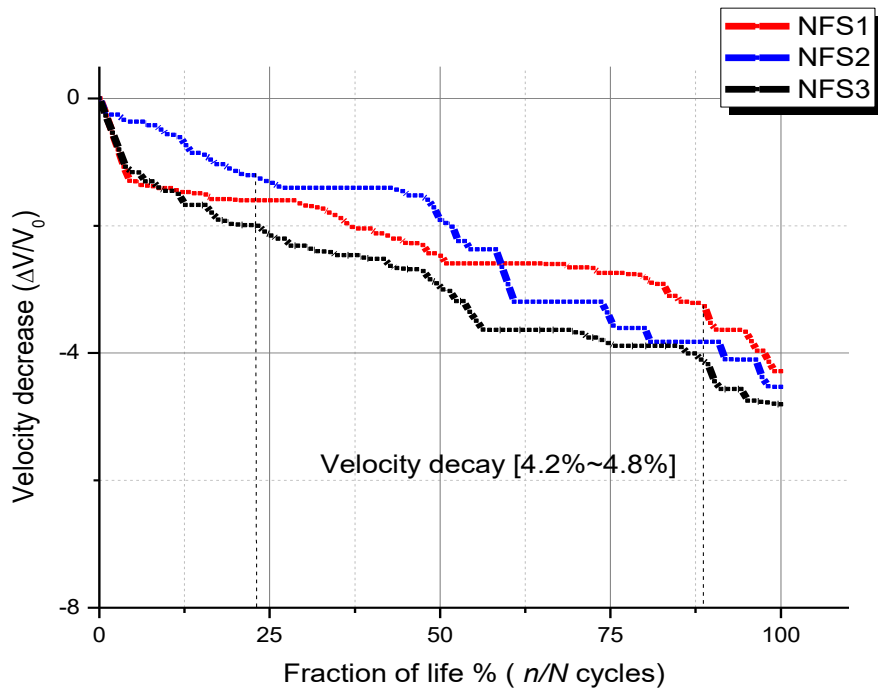


Figure 5-21: Wave velocity decay over normalized fatigue life for NFS.

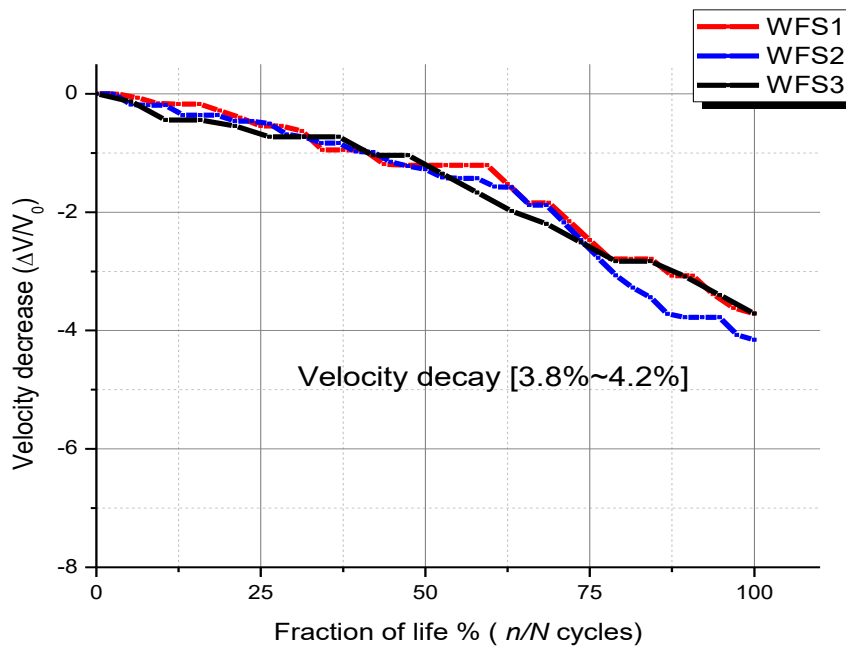


Figure 5-22: Wave velocity decay over normalized fatigue life for WFS.

5.6 Conclusions

In the present study, an investigation was conducted to evaluate the effect of an embedded flaw on damage development and stiffness degradation in plain weave CFRP composite material. Firstly, a detailed three-dimensional FE model was proposed permitting to assess the stress state around the defect. This analysis has shown that interlaminar shear stresses due to the flaw insertion are the primary mechanism promoting delamination propagation.

Fatigue tests are then carried out on six specimens, with and without artificial flaw using three complementary monitoring techniques. The synchronized data acquisition has allowed performing continuous measurements until the final failure providing more adequate interpretation of the damage mechanism. Therefore, acoustic emission monitoring has emphasized the damage onset and reports its accumulation. The use of the localization algorithm provided valuable information, as it was possible to evaluate the degradation rate and rebuild the sequence of damage initiation and growth from the inspection area over different fatigue phases.

Results for the NFS indicate that the damage begins from the edges then grow and widely spread over the fatigue life. However, the damage scenario for WFS is still confined to the middle of the plate, with an important damage activation phase recorded around the midlife of the three specimens. This activation was highlighted by the localized AE activity and by following the strain concentration introduced around the flaw. The development of interlaminar delamination in this zone has been confirmed by performing C-scan and X-ray analysis. The profiles of stiffness decrease evaluated by DIC are compared to the inspection results from air-coupled ultrasonic guided waves measured at 250 kHz using A0 mode. Obtained results for NFS showed three phases behavior with close correlation between the stiffness degradation and guided wave group velocity. However, for WFS, a wave scattering by emerging damage from the Teflon insert, is responsible for the decay observed in wave velocity and which cause a deviation from the global stiffness behavior at the midlife. Despite this difference, the final decay still satisfies the correlation between wave velocity and structure stiffness. Hence, non-contact ACU using guided waves group velocity could be a promising tool for estimating fatigue damage evolution and stiffness decay, although the fact that it stills sensitive to plate-transducer orientation.

Therefore, this article demonstrates that the cross results from three complementary monitoring techniques could provide comprehensive approach for multilevel damage tracking and Structure Health Monitoring under fatigue loading.

Acknowledgments

This research was supported by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) through the framework of the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec (CRIAQ) COMP 407 and DPHM 501 projects as well as Bell Helicopter Textron, Bombardier Aerospace and Mitacs.

Chapitre 6

Article 2: Identification of damage scenarios in hybrid lap joint using monitoring tools and finite element modeling under static and fatigue loading

Auteurs et affiliations :

Nidhal Bouslama : étudiant au doctorat, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Québec, Canada. Département de Génie mécanique.

Ahmed Maslouhi : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

Patrice Masson : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

État de l'acceptation : article soumis

Revue : Structural Health Monitoring

Titre en français : Identification des scénarios d'endommagement dans un joint hybride à l'aide d'outils de surveillance et de modélisation par éléments finis sous des chargements en statique et en fatigue.

Résumé

La présente étude traite l'identification du scénario d'endommagement dans un joint hybride à recouvrement. Le joint étudié est fabriqué en assemblant par rivetage et par collage des plaques composites, en aluminium, et en titane. Le comportement mécanique de ce joint est testé en statique et en fatigue. Pour les deux configurations, le développement d'endommagement était caractérisé en utilisant la technique d'émission acoustique (AE) et par la mesure du champ de déplacement et de déformations par corrélation d'image numérique (DIC), ainsi les différentes phases de rupture sont d'identifier. De plus, un modèle par éléments finis a été développé permettant d'avoir un aperçu détaillé sur la distribution des contraintes et les mécanismes de défaillance. Le modèle intègre un comportement élasto-plastique attribué à la plaque d'aluminium et aux rivets, alors que, la résistance d'interface collé est modélisée par une loi cohésive. D'autre part, l'effet d'un défaut de collage a été étudié en insérant une couche de téflon dans la bande d'adhésif. Les résultats obtenus en fatigue montrent que le joint avec défaut se rompt par décollement 30% plus vite que le joint sain où la rupture se produit suite à la propagation d'une fissure de fatigue.

Mots clés : *joint hybride, surveillance d'endommagement, modèle EF, fatigue, émission acoustique (EA), corrélation d'image (DIC).*

6.1 Abstract

This study identifies the damage scenario in a hybrid lap joint that occurs in typical assembly configuration used in an outer aircraft wing skin. The studied strap joint was fabricated by assembling aluminum, titanium and carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composite plates using riveting and bonding techniques. The mechanical behaviour and final failure of this hybrid assembly are investigated by performing static and fatigue tests. In both cases, the damage sequence is monitored using acoustic emission (AE) technique and a digital image correlation (DIC) system. Besides, a finite element model is developed to provide a detailed insight into the stress distribution and failure mechanisms. The proposed model considers the plastic behaviour of aluminum plates and blind rivets, while a cohesive material law models the interlaminar strength. Moreover, the effect of bonding defect is studied by inserting a Teflon tape into the bonding strip. The obtained results showed that the joint with defect (WDJ) fail by debonding 30% before the pristine joint (NDJ) in which a fatigue crack was propagated in the rivets row.

Keywords: Hybrid joint, damage monitoring, finite element analysis, fatigue, acoustic emission (AE), digital image correlation (DIC).

6.2 Introduction

Due to their high strength and specific stiffness over traditional materials, carbon fibre reinforced plastic (CFRP) materials are used increasingly in aerospace structures. However, despite the many mechanical advantages offered by composite materials in terms of durability, these structures can be endangered if their assembly, with other structural elements of different nature, is not designed sustainably. Composites are used for primary structures and assembled side by side with metallic parts (Breuer 2016). The linking between both materials creates hybrid joints that are considered as challenging parts. Indeed, the complexity arises from the fact that both parts exhibit different mechanical properties and behaviours and, consequently, they develop and fail under different damage modes. Therefore, this configuration should be designed appropriately to provide a reliable and safe joint and ensure a correct load transmission.

Mechanical fastening by rivets is the most typical assembly technique used in aircraft for joining metal-metal structures. This technique is relatively simple, cost-effective, and well-controlled. In riveted joints, the load is transferred between components across the bearing surfaces of fasteners; therefore, an important loading rate is carried by the rivet, and a local stress concentration is developed near holes. Consequently, a riveted joint may fail under overload resulting in significant plastic deformation, or, most frequently, owing to fatigue cracks developed under cyclic loading (Schijve 2003). Most of the research work on this topic has focused on load transmission, optimization of design parameters, and fatigue life prediction by characterizing the crack initiation and propagation (Dang Hoang, Herbelot, and Imad 2012) (Skorupa et al. 2014) (Jones, Molent, and Pitt 1999). Meanwhile, adhesive bonding is the preferred technique for composite-composite and composite-metallic assemblies (Keller 2015). Bonding offers a better load distribution and avoids stress concentration and fibre breakage introduced by drilling (Liu, Tang, and Cong 2012). Adhesive bonding has progressed significantly in the last few decades and offers the best compromise among economic aspects, weight saving, and strength resistance (Vassilopoulos 2015). However, manufacturing defects may be introduced during the production process of the assembly, such as insufficient adhesion due to poor surface preparation, porosity, or under cured adhesive-resin (Adams and Cawley 1989). These flaws can affect the joint strength severely and still the principal hurdle limiting the wide acceptance of this technique. Thus, assessing the stress or strain distributions inside the adhesive layer is essential for joint strength prediction and joint design. Early stress analytical models were proposed by Volkersen (Volkersen 1938) and Goland (Goland 1944). However, these models present several restrictions and often lead to an underestimation of the stress level, especially that located at the edges of the joints where potential debonding may initiate. Thus, the recourse to a Finite Element (FE) model has become a typical practice as it permits complex structures to be studied with nonlinear material properties and overcome the limitations of analytical solutions. It is also much easier to perform parametric design studies and identify the best in the service configuration. FE analysis permits access to the stress state inside the adhesive layer and predicts the strength joint, as it was demonstrated in several studies (Ribeiro et al. 2016). Cohesive zone modeling (CZM) has been established as the most appropriate option for surface separation modeling as it can simulate the complete failure response using only strength and energy parameters (da Silva Lucas and Campilho 2012). Generally, this technique follows a bilinear law defining the softening relationship between traction and interfacial

separation. Driven by this capacity, CZM is used widely for modelling adhesive strength. This technique has been used in the literature (Sadowski, Golewski, and Zarzeka-Raczkowska 2011) (Sadowski, Kneć, and Golewski 2010) simultaneously with plastic material behaviour to predict the entire failure process in steel adhesive joints reinforced by rivets until final failure.

In aircraft joints, particularly those employed in primary load-bearing applications, enhancing mechanical performance and fatigue durability is a significant concern. However, it is crucial to model the state of the stresses and strains in the critical zones of the assembly, to optimize the fabrication parameters of hybrid joints and to carry out fatigue characterization tests to determine stresses limit states of the joint and apprehend their complex failure mechanisms of fatigue loading. To achieve this purpose, FEM stress modeling, fatigue damage characterization and health monitoring, using NDT techniques, play a crucial role in understanding the mechanical behaviour and identifying the damage process evolved in hybrid joints. Within this context, the current study proposes damage modeling and robust monitoring approach by cross-validation of results from simultaneous and continuous in-situ measurements using Acoustic Emission (AE) and Digital Image Correlation (DIC) techniques. Both techniques have demonstrated interesting capability for static and fatigue damage monitoring. Dang Hoang et al (Dang Hoang, Herbelot, and Imad 2010) have successfully identified damage propagation phases and the final fracture of a single-lap joint by tracking AE signal features and strain field around the bolt. Stelzer (Stelzer, Ucsnik, and Pinter 2015) has used the DIC to identify damage initiation and growth in pin reinforced composite joint section by measuring the evolution of the strain map through-thickness under fatigue loading. Vijaya Kumar et al (Vijaya Kumar, Bhat, and Murthy 2013) has demonstrated that it was possible to detect dry contact kissing bonds in adhesive joints by comparing the strain map under loading.

This paper addresses an investigation of damage scenario in a hybrid strap joint fabricated by assembling aluminum, titanium, and CFRP composite plates. The study involves a series of tests performed under static and fatigue loading to identify the damage scenario and failure mode. The tested specimens are monitored using the acoustic emission technique and a digital image correlation system to identify the damage sequences until final failure. In the first part, results from the static test are discussed and the different damage phases are identified. A numerical simulation model based on FE is used to help in the analysis of the results. The proposed model includes the modeling of plastic behaviour for blind rivets and the bonding strength of the adhesive layer. The

stress distributions in the rivets and in the adhesive layer are evaluated. In the second part, fatigue tests performed on pristine specimens and specimens with inserted defect placed on the strapping zone are detailed.

6.3 Tested materials and experimental setup

6.3.1 Specimen definition

The hybrid lap joint used in this study is presented in this section. The joint was assembled from three different parts. An aluminum 7075-T73 plate was fixed on a titanium cover using blind rivets and bonded on the other side to the CFRP composite plate using the Cytec FM300-2 adhesive layer. The CFRP composite plate is 1.1 mm thick and has the stacking sequence [+45/-45/0/90/0/-45/+45]. The specimens were cut from the same panel manufactured according to industrial requirements. In addition to the pristine specimens, one sample with 12.7 mm semi-elliptical debonding defect was designed. The mechanical properties of the components are presented in Table 6-1. A schematic configuration showing the dimensions of the specimen and the position of the inserted flaw is illustrated Figure 6-1.

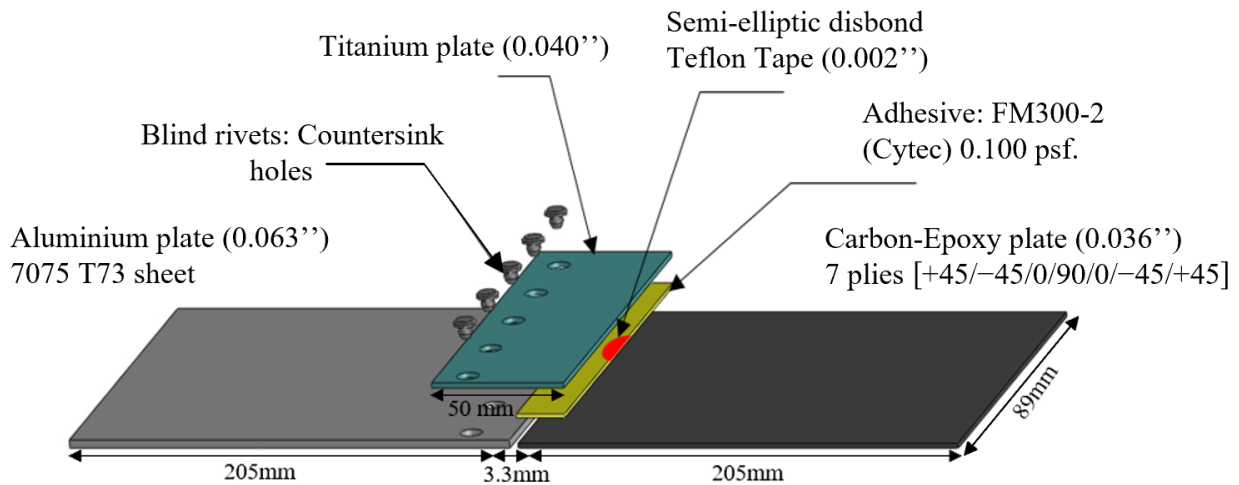


Figure 6-1: Schematic view of the hybrid joint with the inserted flaw.

Table 6-1: Mechanical properties of hybrid joint components

Carbon/epoxy composite material		
<i>Property</i>	<i>Symbol</i>	<i>Value (GPa)</i>
Elastic modulus in the fiber direction	E_{11}	115
Elastic modulus in a transverse direction	E_{22}, E_{33}	23
Shear modulus in 1-2 and 1-3 plane	G_{12}, G_{13}	5.2
Shear modulus in 2-3 plane	G_{23}	3.08
Poisson's ratio	ν_{12}, ν_{13}	0.21
Poisson's ratio	ν_{23}	0.46
Material properties for aluminum and titanium		
Elastic modulus of aluminum 7075-T73	E_{Al}	72
Poisson's ratio of aluminum 7075-T73	ν_{Al}	0.33
Elastic modulus of Titanium	E_{Ti}	114
Poisson's ratio of Titanium	ν_{Ti}	0.34
Adhesive properties Cytec FM300-2		
Elastic modulus of adhesive FM300	E_{Ad}	1
Poisson's ratio of adhesive FM300	ν_{Ad}	0.3
Critical strain energy release rate	G_{Ic}, G_{IIc}	1.3, 2.1

6.3.2 Experimental setup and monitoring parameters

All the tests are performed using a hydraulic material testing machine MTS 320 equipped by a 100 kN load cell (Figure 6-2 (a)). The static test is carried out under displacement control, and the cross-head speed is fixed to 0.5 mm/min up to the final failure. All fatigue tests are performed under tensile-tensile loading with a stress ratio of $R = 0.1$ and 3 Hz of frequency. The maximum applied force is equal to 7 kN, which is equivalent to 38% of the ultimate load measured in the static tensile test. Simultaneously, a commercial DIC system (VIC-3D) is used for displacement and strain measurements. Hence, the front side of the sample is painted by a speckle pattern. The zone of interest is covering the overlap zone with the three materials, as shown in Figure 6-2 (b). The data acquisition is preset to record one image each second throughout the static test while in fatigue, the sinusoidal signal of the load command is used as the input for synchronization. Hence, the DIC cameras are triggered at the maximum applied load every thousand cycles.

The AE activity is continuously recorded with the applied load using the Mistras PAC system ("AEwin Software User's Manual" 2003). Large band sensors (50-900 kHz) are affixed on both sides of the overlap using hot melt glue and coupled to the specimens by silicone grease, as presented in Figure 6-2 (b). Some preliminary measurements of the background noise are conducted, and the threshold level is fixed to 60 dB, and the acquisition system parameters are

defined as follows: PDT = 50 μ s; HDT = 1000 μ s; HLT = 300 μ s, and the sampling rate is set to 5 MHz.

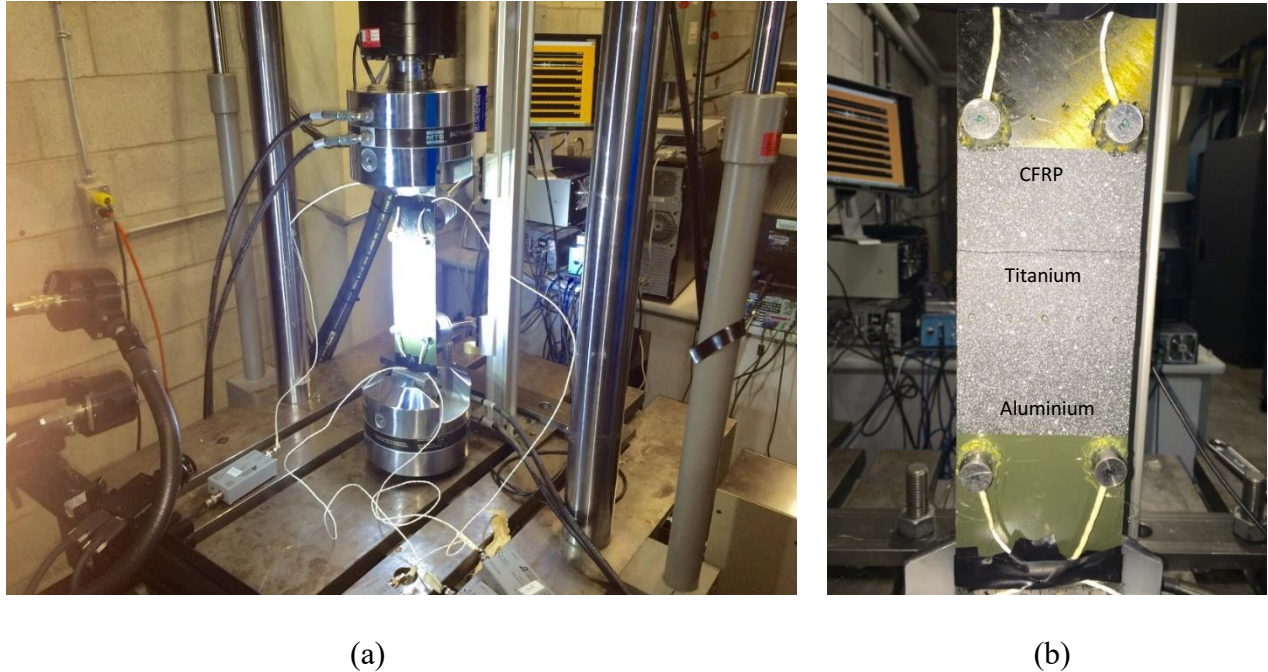


Figure 6-2: (a) Experimental stand with the 3D DIC system, (b) hybrid joint specimen with AE monitoring.

6.4 Static loading analysis of the hybrid joint

6.4.1 Experimental results

Based on the test conditions described above, the obtained load-displacement curve for the static test is presented in Figure 6-3. The specimen exhibits typical riveted joint response with an initial linear behaviour followed by highly nonlinear phases (Adams and Peppiatt 1974). The ultimate strength recorded is 18.4 kN with a 3.3 mm displacement and the final failure mode is caused by the shearing of the rivets.

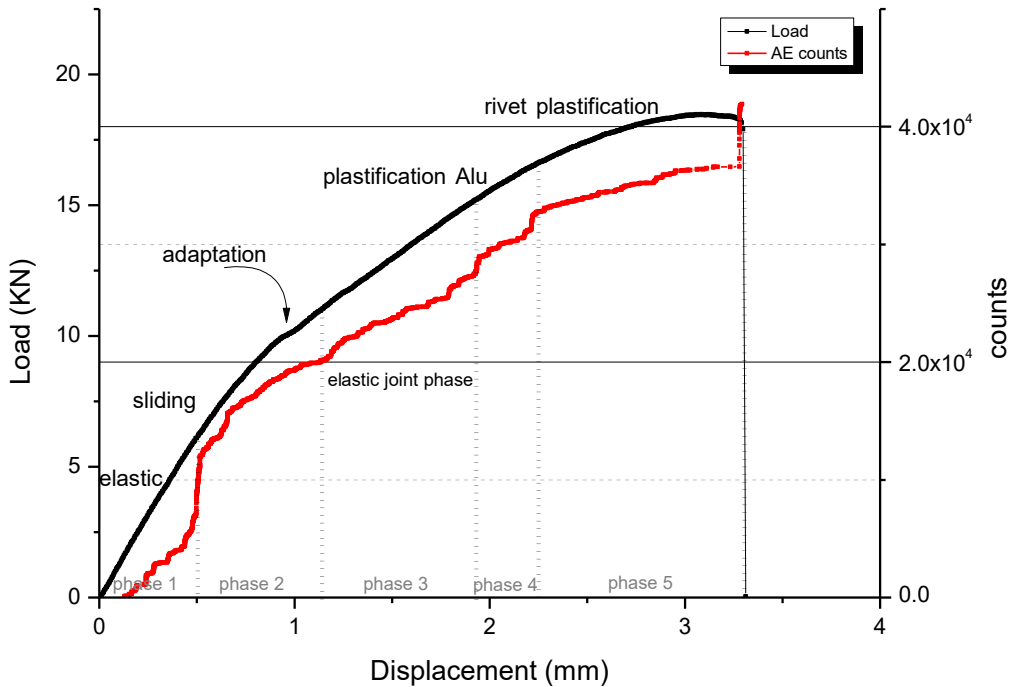


Figure 6-3: Load-displacement curve and AE cumulative counts distribution.

In this section, the chronology of damage development is identified and detailed based on the acquired parameters from the AE and DIC monitoring techniques and postmortem observation. The analysis of the data indicates the following sequence of phases:

Phase 1: The first phase describes the elastic behaviour of the joint as illustrated in Figure 6-3. It is characterized by a linear slope where the applied displacement increases to reach the value of 0.5 mm for a 6.3 kN of reaction force. During this stage, no significant acoustic activity is recorded until the beginning of the second phase. The deformation results obtained by DIC technique shown by Figure 6-5 (a) and Figure 6-6 (b) demonstrate the relatively low displacement and strain fields values, measured during this step.

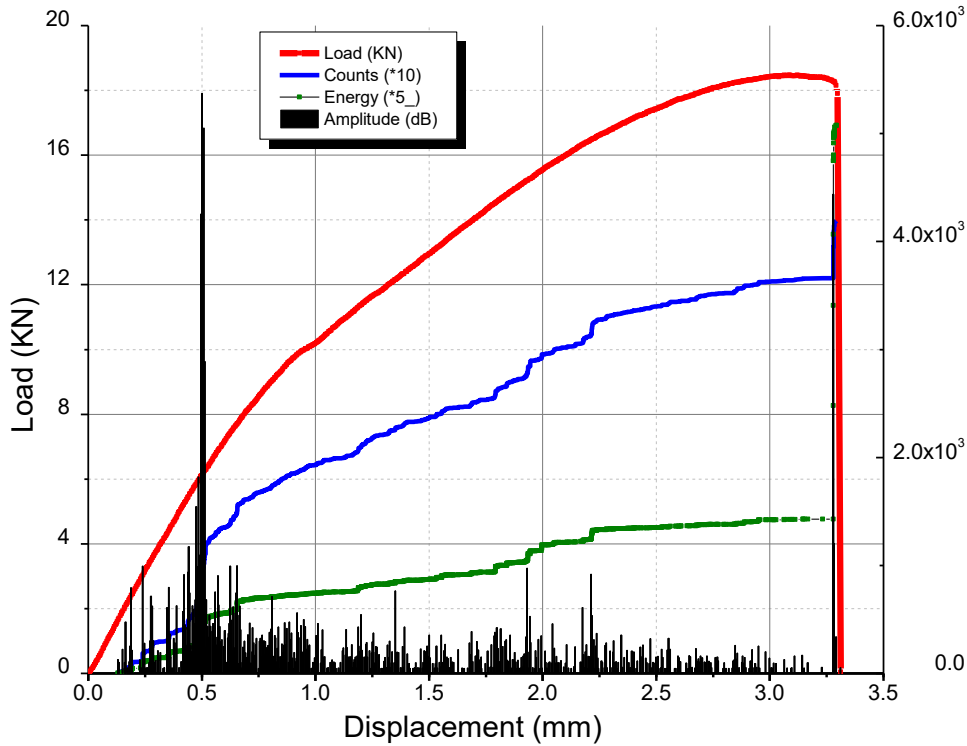


Figure 6-4: Evolution of AE parameters vs. applied displacement.

Phase 2: The second phase exhibits a slight deviation from linearity. Indeed, by increasing the applied load, the shear stress in the riveted part increases until the clamping forces, and frictional resistance is overcome. A relative sliding is thus observed between the aluminum and titanium plates. The acoustic emission activity demonstrates an instantaneous leap in the cumulative counts released owing to the friction between the plate interfaces and rivets. The acoustic parameters presented in Figure 6-4 shows that the AE signals at this phase exhibit the most significant rise in the cumulative count with the highest amplitude. After that, the slope of the joint response displays a flattened zone, at approximately 10 kN, where significant slip occurred with a constant load describing the adaptation processes. Fixing a digital extensometer on the overlapping edges of the sample made it possible to measure the clearance induced by sliding between the aluminum and titanium plates. Figure 6-7 reports this evolution over the applied load, the curve confirms the presence of sliding (starting at 5.5 kN) between the two parts in this phase and its absence in the first stage.

Phase 3: After an adjustment period, the joint exhibits a global linear behaviour with a less significant slope compared to the first phase. Low acoustic activity is observed where the curve of cumulative counts demonstrates a monotonic increase. The end of this phase is characterized by a slight deviation and loss of stiffness announcing the beginning of the plastic phase. At this stage, the DIC results show a substantial increase in the bearing strain near the rivet row, as shown in Figure 6-6 (b).

Phase 4: The fourth phase corresponds to the initiation of plasticizing in the lap joint. This step is characterized by a new deviation in the curve slope that is due to the bearing between the rivet shank and hole borders. It would result in a plastic zone located primarily in the aluminum plate as it has the smallest rigidity compared to the iron rivets and titanium used in this joint. Strong acoustic activity is also observed in this phase.

Phase 5: In this phase, a significant plasticizing is observed. This step exhibits a softening behaviour that is distinguished by a low load evolution with a significant displacement. This is the consequence of substantial plastic deformation developed in the rivet shank. Thus, a change in the rivet shape slacking the joining plates is observed. This step is also marked by a rapid increase in the strain value around the rivet's holes.

Failure phase: This phase describes the final failure of the joint that is caused by rivets shearing. All the five rivets that comprise the joint failed simultaneously, and an abrupt decrease marks the load-displacement curve. Acoustic emission signals recorded at this moment are the most energetic with a high amplitude level as illustrated in Figure 6-4. The strain and displacement fields prior to the final failure are presented in Figure 6-6 (c).

It is noteworthy that during the whole test, no damage signs are observed in the bonded parts. The strain and displacement fields display a continuous evolution without a significant lag between the composite and titanium strap. This behaviour suggests an excellent stress distribution and load transmission in the bonded zone.

Figure 6-8 presents the longitudinal strain ε_{yy} measured along a mid-section path parallel to the applied load at different stage. The strain distribution highlights the presence of one major peak attributed to the overlap board and caused by the sudden change in the cross-section thickness that increases as the clearance becomes larger, as explained in the previous section. The distribution also shows a negative strain zone introduced by compression driven by rivet crushing into the plate

and the bearing stress in the load transfer, while the other side of the rivet hole displays positive strain values caused by the pullout load.

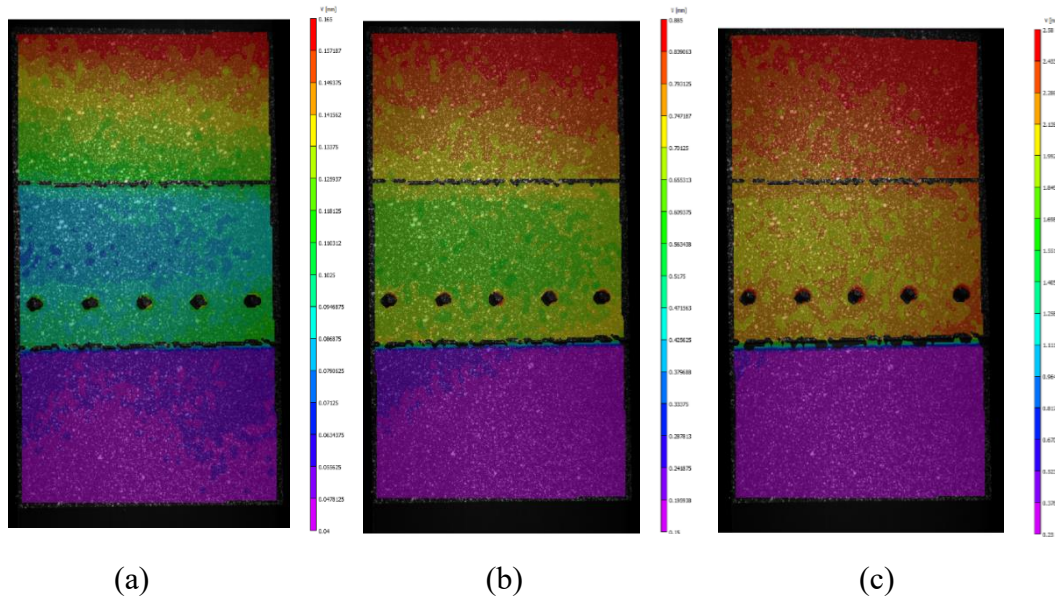


Figure 6-5: Displacement field measured at different life stages: (a) 4.1 kN, (b) 12.5 kN , (c) 18.3 kN.

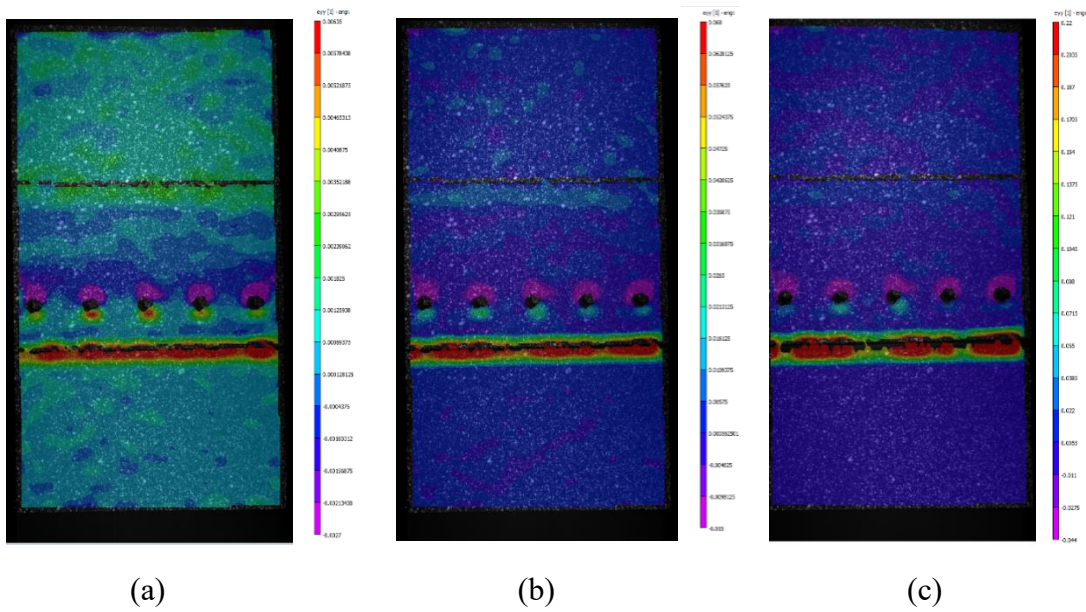


Figure 6-6: Strain field measured at different life stages: (a) 4.1 kN, (b) 12.5 kN, (c) 18.3 kN.

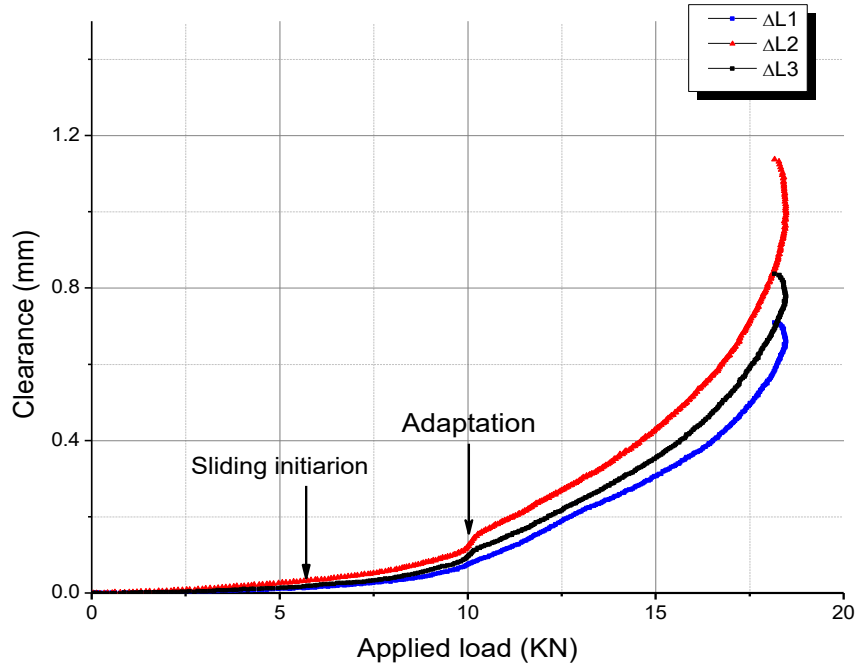


Figure 6-7: Clearance measurement by the DIC at the overlap board.

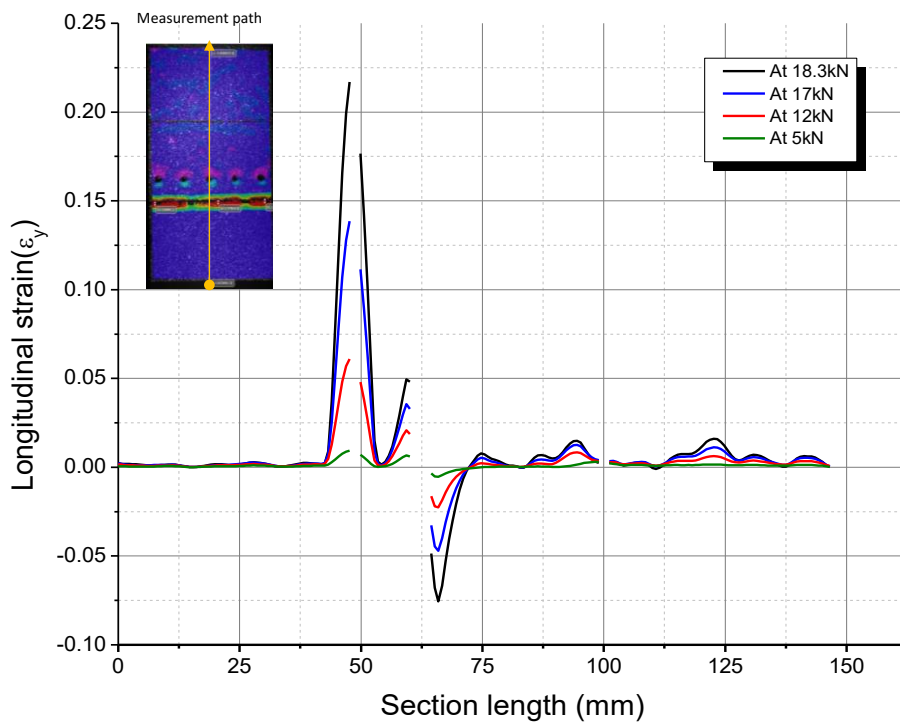
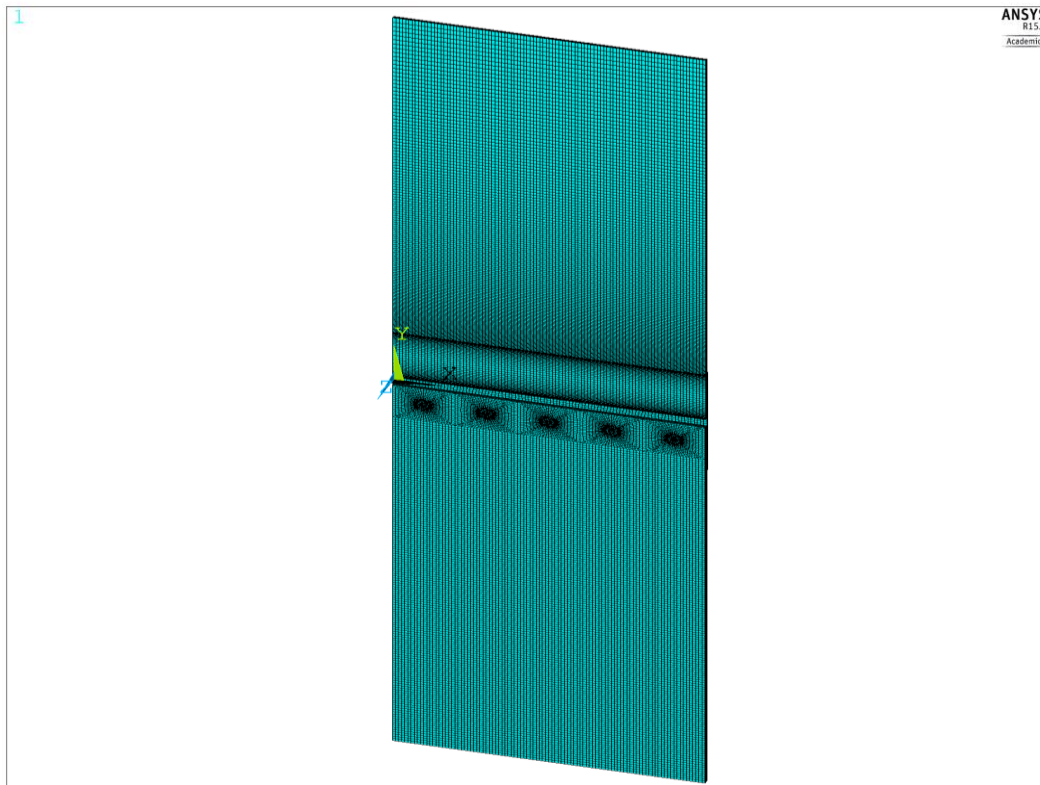


Figure 6-8: Longitudinal strain distribution measured at different loadings along vertical cross sections.

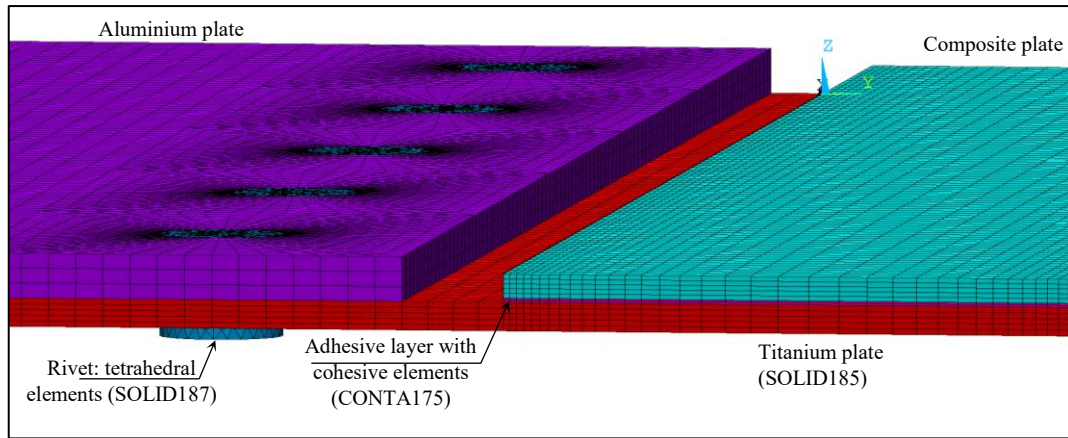
6.4.2 Numerical investigation

6.4.2.1 Finite element model

For a better understanding of the mechanical behaviour of the hybrid joint, a FE model is built using the ANSYS software. The full joint is modeled using three-dimensional brick elements Figure 6-9 (a), where 185 solid layered elements are used to model the composite plate and structural elements for the isotropic material components, except for the rivets that are modeled by tetrahedral elements. Besides, progressive meshing is adopted around the rivet hole to ensure a better load transmission. Mesh refinement is applied at the end of two free edges, as they are the site of significant stress concentrations and the possible location for debonding initiation.



(a)



(b)

Figure 6-9: (a) Three-dimensional FE model, (b) mesh details on the overlap.

The proposed model must have the capacity to predict both possible failure modes: shear failure in rivets and adhesive debonding in the bonded part. Therefore, a cohesive model (CZM) is implemented at the interface between the two elements mesh defined through the thickness of the adhesive layer as illustrated in Figure 6-9 (b). In this model, the constitutive response follows a bilinear law describing the elastic and subsequent softening phase up to failure. For a pure normal and shear mode, the law is established by defining the peak strength stresses in tension and shear directions (t_n, t_s) and their corresponding displacement (δ_n^0, δ_s^0) as presented in Figure 6-10. The failure displacement (δ_n^f, δ_s^f) are determined by the area below the curve which presents the critical fracture energy required to separate the adhesive layer G_c .

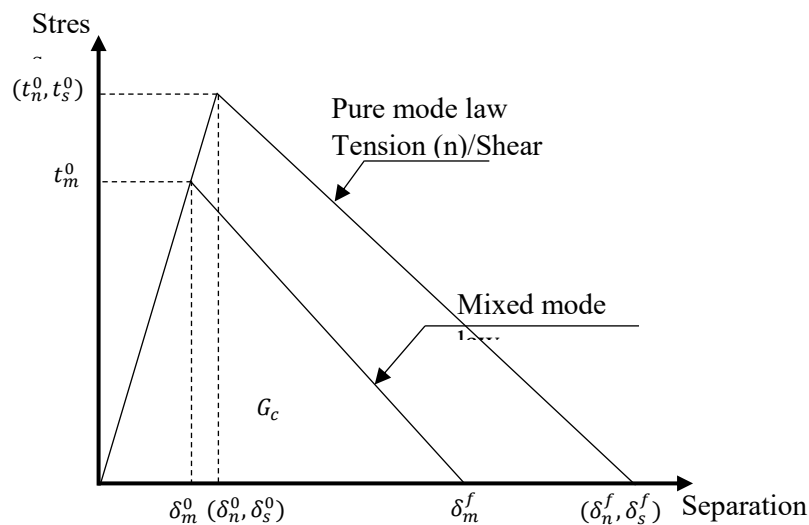


Figure 6-10: Bilinear cohesive law

In the case of mixed loading, stress and energetic criteria are used by combining the pure mode laws to predict initiation and propagation (*ANSYS Mechanical User's Guide* 2013).

$$t_n = K_n \delta_n^0 (1 - d_m) \quad (6.1)$$

$$t_s = K_s \delta_s^0 (1 - d_m) \quad (6.2)$$

The debonding parameter d_m is defined as:

$$d_m = \left(\frac{\Delta_m - 1}{\Delta_m} \right) \chi \quad (6.3)$$

where: $\Delta_m = \sqrt{\Delta_n^2 + \Delta_s^2}$, $\Delta_n = \frac{\delta_n}{\delta_n^0}$ and $\chi = \left(\frac{\delta_n^f}{\delta_n^c - \delta_n^0} \right) = \left(\frac{\delta_s^f}{\delta_s^c - \delta_s^0} \right)$

A power law based on energy criterion is used to define the completion of debonding:

$$\left(\frac{G_n}{G_{cn}} \right)^2 + \left(\frac{G_s}{G_{sc}} \right)^2 = 1 \quad (6.4)$$

The material parameters for the CZM model are defined according to the FM300-2K mechanical properties as described in Table 6-1.

Furthermore, an elastoplastic behavior is assigned to the rivets and aluminum plate according to the material data provided in the literature, so that the nonlinear behavior and plastic deformation can be reproduced. The friction value is set to 0.1 between the fasteners and hole plate, as well as the interface between the contacting plate surfaces (Chowdhury et al. 2016), (Tong 2000).

The load-displacement curve obtained from the FE model is plotted in Figure 6-11 and compared to the experimental results. The numerical model response indicates an excellent capacity to reproduce the main damage phases, as identified in Section 3.1. The model predicts the final failure at 19.2 kN, which is slightly higher than the experimental result probably owing to the difference between the rivet modeling and real forming processes. Further, the model stiffness exhibits an excellent agreement in the elastic phase; however, over 10 kN load levels, the model exhibits more rigid behaviours especially in the plastic zone. This difference could be explained by the limited capacity of the implicit nonlinear approach to model large deformations and the complete separation in the rivet section.

Figure 6-12 reports the out-of-plane displacement observed in the joint. The tensile load leads to the rotation of the overlapped area to realign the loaded adherents, which induces the bending in

the mid-zone of the overlap. The peak out-of-plane displacement reaches the value of 1.27 mm in the aluminium plate.

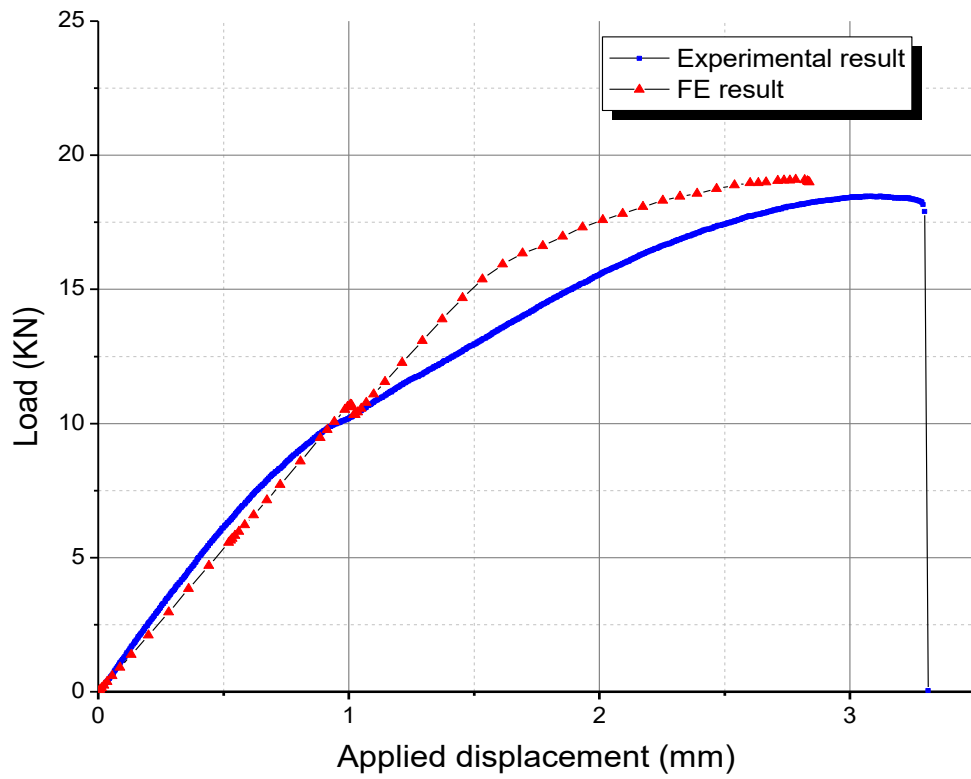


Figure 6-11: Comparison between FE and experimental joint responses.

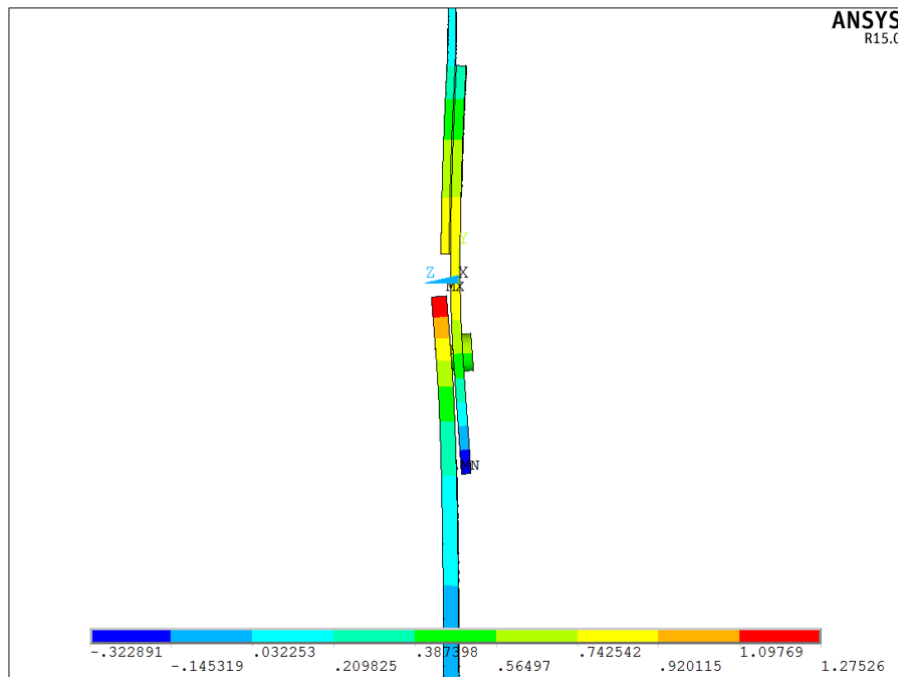


Figure 6-12: Out-of-plane displacement at the maximum applied load, from FE model.

6.4.2.2 Plastic deformation process of the rivets

By increasing the applied load, the equivalent stress in the rivets reaches the ultimate strength of the material. At that moment, the rivets fail after becoming highly distorted in the sliding plane and cannot withstand and transmit any additional load. The final stage of rivet deformation is illustrated in Figure 6-13.

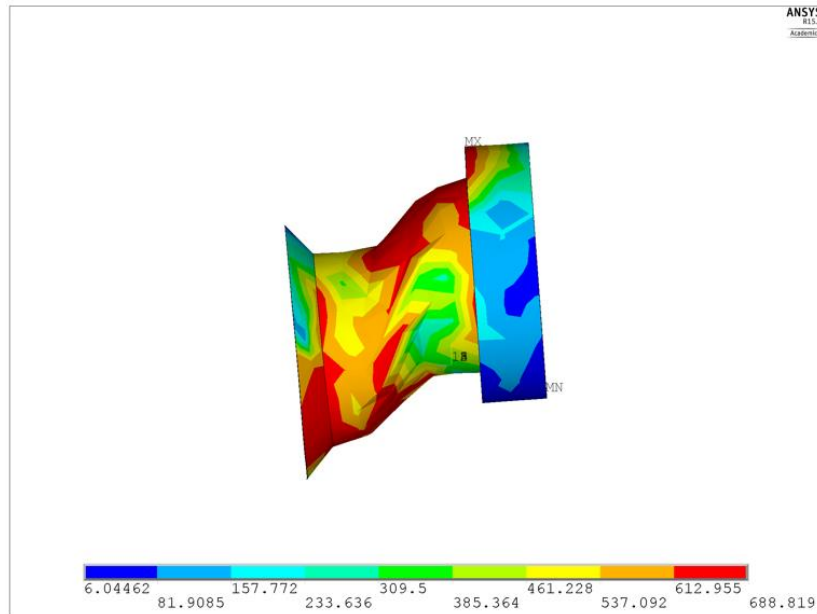


Figure 6-13: Von Mises stress field (MPa) at the end of the test.

6.4.2.3 Stress distribution along the bonded overlap zone

Figure 6-14 and Figure 6-15 present the peel stress (σ_z) and shear stress (τ_{yz}) measured over the longitudinal section of the joint. The obtained stress profile displays similar trends to stress distributions observed in a single lap joint obtained by Hoang-Ngoc et al. (Hoang-Ngoc and Paroissien 2010). For both stresses, the profile exhibits a progressive increase and reaches two peaks at both edges. By comparing the results between the stress profiles, the peel stress exhibits the highest values in the lower part of the overlap. This distribution of the stresses is due to the high amplitude of the out-of-plane displacement observed in the central zone of the joint. Meanwhile, the shear stress has the highest magnitude in the top end of the joint as promoted by the bending moments. The asymmetry in the stress distribution profiles can be explained by the difference between the adherend stiffnesses and thickness.

The comparison of stress distribution measured in the adhesive layer and adjacent plies indicates that the highest value is observed in the interface between the adhesive and adherents which is in fair agreement with the observation in the literature (Ribeiro et al. 2016) (Hua, Gu, and Trogon 2012). The dissimilar adherend probably causes this, and the out-of-plane bending observed in Figure 6-12. However, these differences are only relevant at the overlap edges.

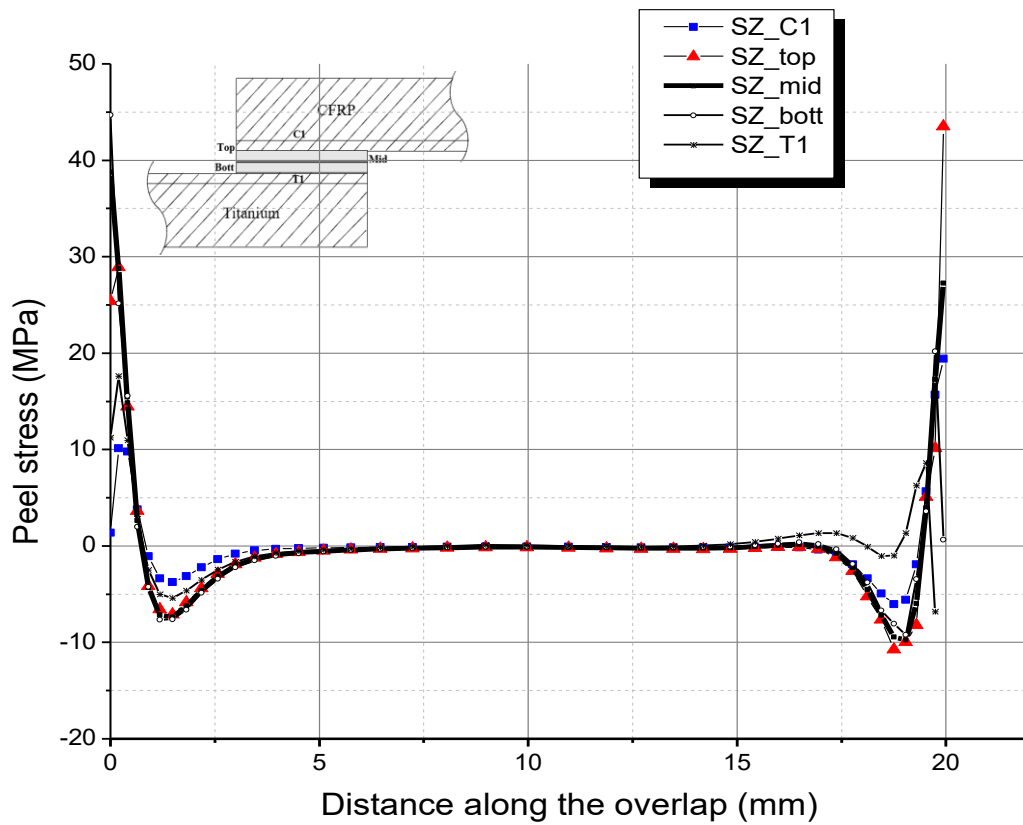


Figure 6-14: Peel stress distributions at the different planes in the joint's height.

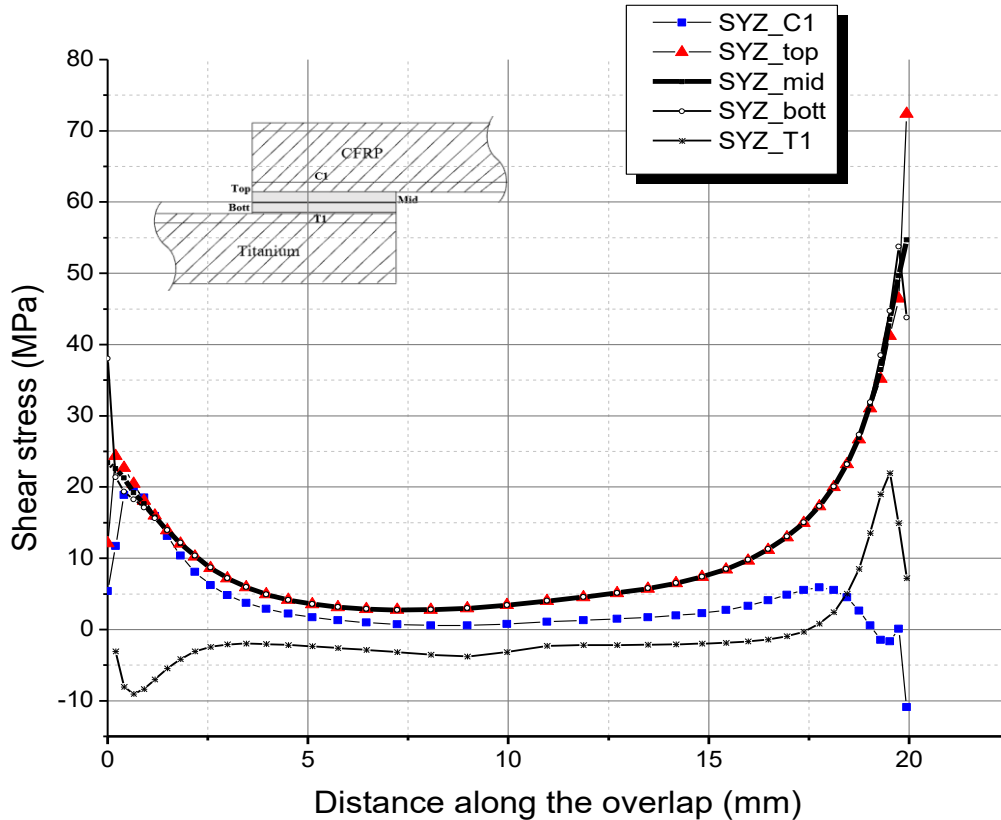


Figure 6-15: Shear stress distributions at the different planes in the joint's height.

6.5 Fatigue investigation

To assess the fatigue performance of the hybrid joint and to characterize the damage scenarios, fatigue tests are performed under tensile-tensile loading on two specimens: no-defect-joint (NDJ) and with-defect-joint (WDJ). The tests are conducted using both monitoring techniques until final failure.

6.5.1 Comparison of failure modes between the two specimens

For the pristine lap joint, fatigue crack is the primary failure mode. The damage scenario consists of fatigue crack initiated at the edge of the specimen at the level of the rivets row in the aluminum plate. This damage scenario is owing to the shear stress introduced by bending deflection and promoted by the out-of-plane displacement observed in the overlap zone. After 35 000 fatigue cycles, a crack is initiated from the side and propagates until reaching the first hole rivet that acts as a crack stopper to block the propagation for a few thousand cycles. Indeed, it is observed that

the crack growth from the board induces an imbalanced load distribution and imposes an additional load on the remaining rivets and the bonded zone. Multi-cracks are subsequently initiated on either side of the other rivets hole corners. The cracks growth follows a curved direction; this can be explained by the complex stress field acting in this region and the difference in the growth rate between adjacent cracks. The fracture path and the final fracture surface are illustrated in Figure 6-16 (a). It is noteworthy that the coalescence between the principal and adjacent cracks occurs vigorously and is accompanied by rivets pullout.

Table 6-2 : Summary of the failure modes and the number of cycles to failure obtained experimentally for the five specimens.

Specimen	Damage mode	Number of cycles to failure
NDJ	Fatigue crack	66 500
WDJ	Debonding	46 000

The specimen with a Teflon-insert fails by debonding after 46000 fatigue cycles. This change in the damage mode highlights the significant impact that may exhibit a bonding defect on the joint strength. Indeed, the presence of a 12.7 mm semi-elliptical defect induces a decrease of approximately 35% of the fatigue life compared to the NDJ (Table 6-2). By reducing the active bonded area, the effects of peel and shear stress are higher, thus promoting the degradation of the adhesive layer.

The analysis of failure mode observed in the fractured surface (Figure 6-16 (b)) indicates almost no adhesive on the fractured surface of the adherend (titanium side), implying that the fracture mode corresponds to adhesive failure. The observed failure mode could be attributed to a non-optimal surface preparation but also to the fact that the stress distribution has the highest values in the interface between the adhesive and adherend than the rest of the overlap. The fractography presented in Figure 6-16 (b) shows that the degradation in the adhesive layer is initiated from the top left extremity of the overlap and spreads until reaching the inserted defect. The rough zone in the figure is attributed to the pullout at the end of the test.

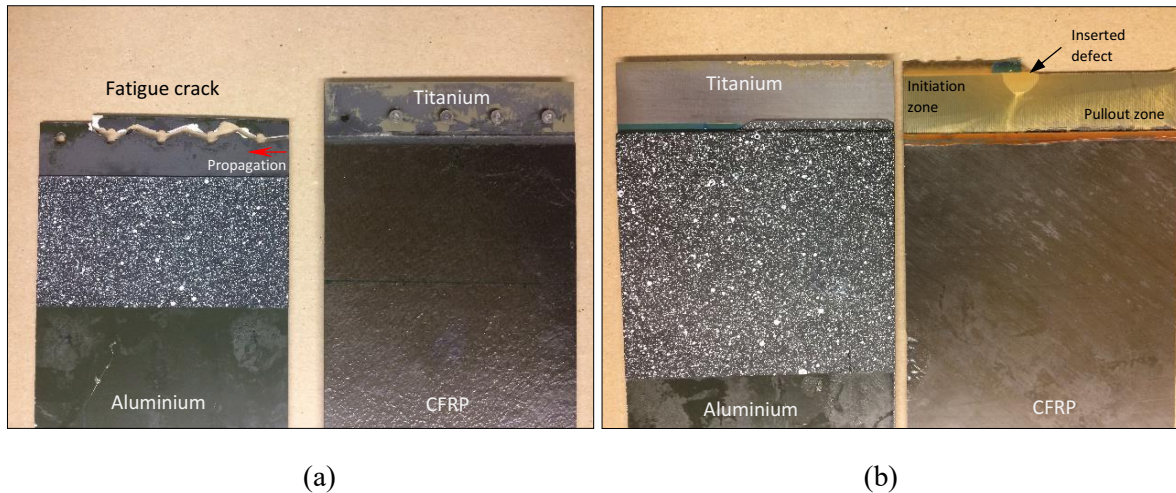


Figure 6-16: Failure modes: (a) fatigue crack in NDJ and (b) surface disbond in WDJ.

6.5.2 Discussion of monitoring results

Figure 6-17 presents the acoustic activity of the hybrid joints, the evolution of the cumulative distribution curves of the number of counts versus fatigue life, testifies the development of the damage in each tested sample. For the defect-free sample (NDJ), initiation of acoustic activity starts at 6900 cycles, followed by a stable evolution up to 35000 cycles. From 45000 cycles, the slope of the curve becomes steep, indicating an intensification of the damage in the hybrid joint until the final rupture, which occurs around 66000 cycles. The strain concentration introduced by the fatigue crack is illustrated in Figure 6-18 (a).

On the other hand, the AE activity for the WDJ shows a relative increase at the last cycles before the joint debonding (40000-46000 cycles). However, this activity remains limited compared to NDJ. This finding confirms the fast and brutal aspect of the debonding failure mode. The strain field observed in the bonded area in Figure 6-18 (b) shows a typical distribution except for the last measurement where a region with relatively low strain values appears. This variation is probably caused by adhesive relaxation from the debonding area.

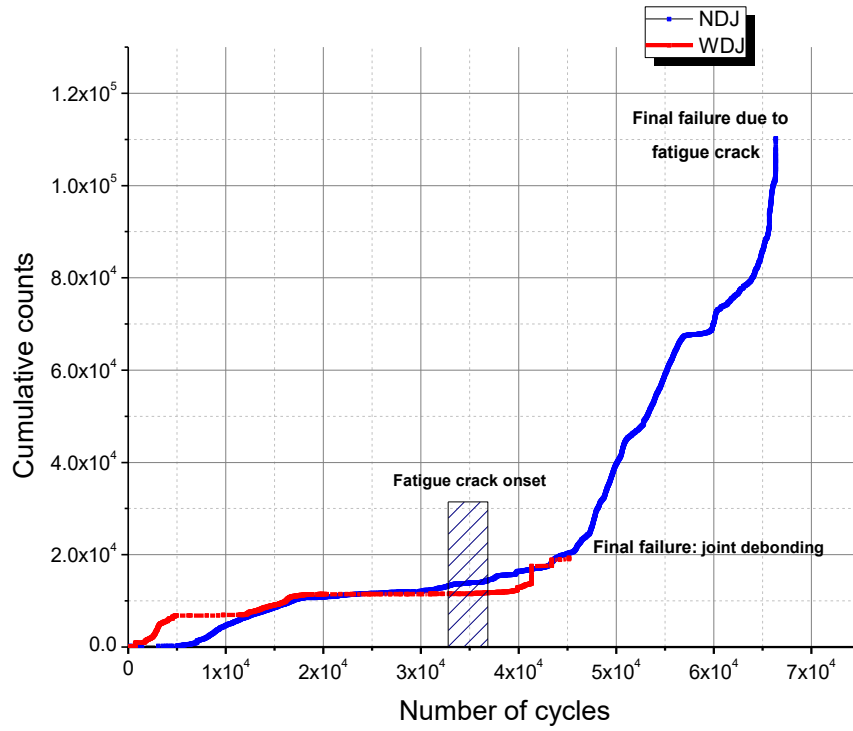
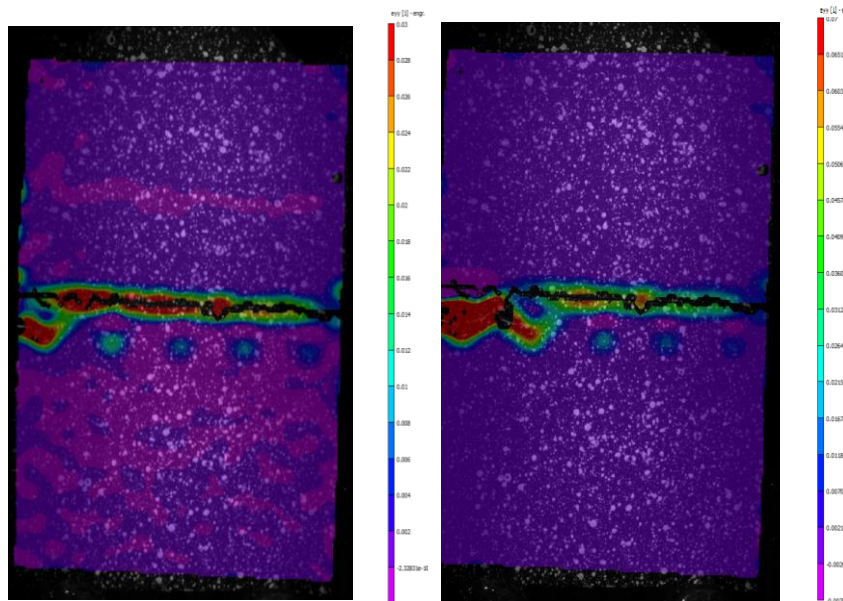
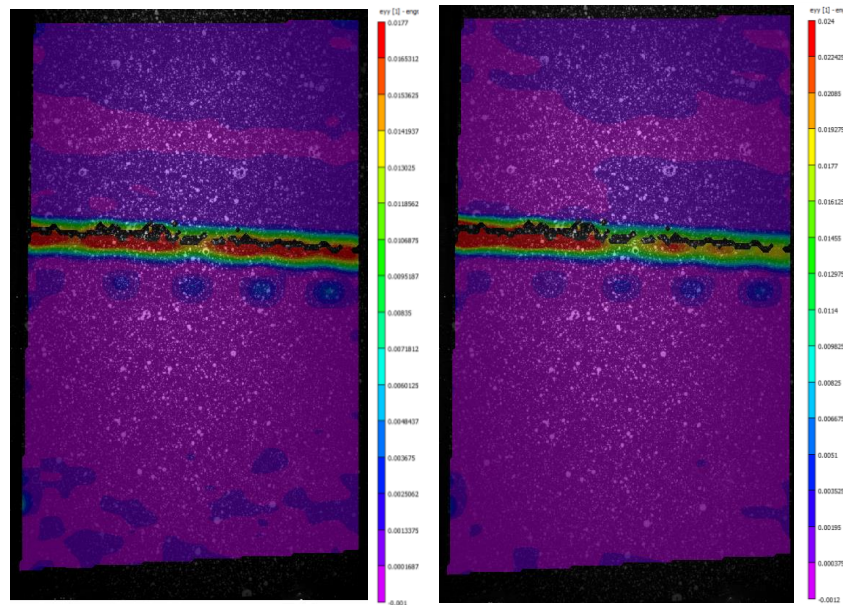


Figure 6-17: Cumulative AE activity detected during the fatigue test for NDJ and WDJ.



(a)



(b)

Figure 6-18: Last two strain fields measured before to failure for (a) NDJ and (b) WDJ.

6.6 Conclusions

In this study, the damage scenario in a hybrid lap joint assembled by riveting and bonding was investigated under static and fatigue loading. The coupling of the measurements from a three-dimensional DIC system and an AE system enabled the identification of five phases that the joint went through before failing under static load. The joint response exhibited an initial linear behaviour before a large nonlinear phase characterized by different slopes variations. The rivets shearing in the cross-section was responsible for the final failure observed on this strap joint. The development of the FE model has allowed for a detailed insight into the failure mechanism by extracting the stress distribution in different critical zones such as adhesive interface and rivet section. The numerical simulation based on a cohesive zone model and elastic-plastic behaviour has successfully predicted the damage mode and the ultimate strength of the joint. It also successfully illustrated the joint deflection and response even when a slight difference was observed in the plastic phase.

In the second part, the fatigue behaviour was assessed by performing a tensile-tensile fatigue test. The results demonstrated that fatigue cracking was the primary damage failure mode in the pristine

joint. Multi-cracks were initiated and joined the major crack leading to the joint separation. Moreover, the effect of potential bonding defect was studied by inserting a Teflon tape in the bonding strip. The obtained results indicated a decrease of 38% for a 12.7 mm semi-elliptical defect. The damage mode was also changed compared to the pristine configuration and the joint failed by debonding in the adhesive layer.

Acknowledgements

This research was supported by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) through the framework of the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec (CRIAQ) as well as Bombardier Aerospace and L-3 MAS.

Chapitre 7

Article 3: Experimental and numerical investigation of damage evolution in CFRP stiffened panel in post-buckling regime

Auteurs et affiliations :

Nidhal Bouslama : étudiant au doctorat, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Québec, Canada. Département de Génie mécanique.

Ahmed Maslouhi : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

Patrice Masson : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de Génie, Département de Génie mécanique.

État de l'acceptation : article soumis

Revue : Composite Structure

Titre en français : Etude expérimentale et numérique de l'évolution des endommagements en post-flambage dans un panneau à raidisseurs en CFRP.

Résumé

La tolérance aux dommages dans les structures composites a reçu une attention considérable principalement dans les structures primaires des avions. En effet, les nouvelles approches de conception doivent aller au-delà des concepts traditionnels jugés conservateurs et proposer une meilleure efficacité structurelle sans compromettre la sécurité. Toutefois, une compréhension approfondie des mécanismes d'endommagement et des techniques d'inspection reste nécessaires pour relever ces défis. Parmi les éléments structuraux le plus utilisés, les panneaux raidis qui, grâce à leur capacité à supporter des chargements et des déformations élevés, trouvent place dans plusieurs types d'application. Néanmoins, leur comportement non-linéaire en flambage et post-flambage ainsi que la complexité de leurs modes d'endommagement demeurent un défi.

Dans la présente étude, le processus de flambage et de post-flambage d'un panneau à raidisseurs fabriqué en CFRP est investigué expérimentalement et numériquement pour identifier les différentes phases d'endommagement. L'essai expérimental est réalisé selon un chargement incrémental jusqu'à la rupture finale. Le comportement en post flambage a été caractérisé par des mesures faites par corrélation d'image et des gauges de déformation permettant d'identifier la déformé et le chargement au flambage. De plus, une stratégie de surveillance a été appliquée en enregistrant l'activité acoustique qui a été localisée et classifiée selon une stratégie non supervisée. Autre que l'étude expérimentale, un modèle numérique par éléments finis basé sur une analyse d'endommagement progressif est développé. Le critère de Chang-Chang modifié est utilisé pour prédire la rupture de fibre, de matrice et la délamination à travers un sous-programme USERMAT. L'analyse de ces résultats a permis de prédire la résistance du panneau et d'identifier la zone critique d'initiation et de propagation des dommages.

***Mots clés :** panneau à raidisseurs, flambage et post flambage, analyse par éléments finis, analyse d'endommagement progressive, émission acoustique, corrélation d'image.*

7.1 Abstract

Damage tolerance in composite structures has received increasing attention, especially in the context of aircraft primary structures. Indeed, new design approaches must go beyond conservative concepts and offer the best structural efficiency without compromising safety requirements. A deep understanding of damage mechanisms and reliable inspection techniques are however required to tackle such challenges. In aircraft structures, stiffened composite panels are among the most-used configurations. Stiffened panels have been widely introduced in fuselage wings and rudders thanks to their ability to withstand high load and deflection levels. However, complex damage modes and nonlinear behavior during the post-buckling regime remain challenging and require better understanding. In the current study, the buckling and post-buckling responses of hat-stiffened panel made with carbon fiber reinforced polymer (CFRP) composite material are investigated experimentally and numerically to identify the damage process from damage initiation to final failure. Experimental tests are conducted by performing quasi-static multi-step compressive loading until failure. The post-buckling phase is monitored using a digital image correlation technique (DIC) and strain gages to extract the panel deformation and buckling load. Additionally, a structural health monitoring strategy is applied by registering and localizing of the acoustic emission (AE) activities related to damage initiation and evolution. Matrix data extracted from the AE waveforms are then processed using an unsupervised supervision algorithm to classify the AE features with respect to source of damage. In addition to the experimental investigation, a finite element model based on progressive failure analysis (PFA) is developed. Modified Chang-Chang failure criteria related to fiber breakage, matrix crack, and interlaminar delamination are adopted and implemented using a USERMAT subroutine. The strength of the panel is calculated and critical zones for damage onset and evolution are identified.

Keywords: *Stiffened composite panel, buckling, post-buckling, finite element analysis, progressive failure, acoustic emission, digital image correlation.*

7.2 INTRODUCTION

High-performance composite materials have found increasing applications in the aerospace industry due to their potential in terms of stiffness, strength, and weight reduction. However, the recourse to composite materials raises new issues related to their design and behavior during in-service life. Indeed, unlike their metallic counterparts, composite materials display a wide variety of failure mechanisms, which are still not completely understood and require deeper investigation.

In the last few years, composite stiffened panels have received increasing attention, as they are widely used in the design of principal structural elements (PSE) like fuselage, rudder, and stabilizer. These structures benefit from the advantages of carbon fiber composite materials and the outstanding mechanical performances of thin-walled structures (Zimmermann, Klein, and Kling 2006). In service, composite panels subjected to in-plane compression or shear loading are sensitive to buckling failure (Kassapoglou 2013) (Greenhalgh and Huertas Garcia 2004). Nevertheless, unlike a simple plate or beam, for which the buckling stage is, typically, very close to final failure, stiffened panels have considerable post-buckling reserve strength and can continue to bear load even after the appearance of the first signs of buckling. Taking advantage of this phase means being able to predict complex non-linear responses and considering the interaction between the different failure modes involved throughout the buckling process.

The buckling and post-buckling regimes of stiffened composite panels have been the subject of several research investigations carried out for panel stability, strength, and failure prediction. Experimental studies on stiffened panel (Mo, Ge, and Zhou 2015), (Takeda, Aoki, and Nagao 2012), (Ambur, Jaunky, and Hilburger 2004), (Ge et al. 2016) emphasized that skin-stiffener separation was the main failure mode during the post-buckling phase while the final failure was dictated by stringer collapse (Meeks, Greenhalgh, and Falzon 2005).

Increasing interest in the damage tolerance performance of complex composite structures has stimulated the development of numerical tools, especially predictive modeling based on finite element (FE) method, which presents a useful and powerful tool capable of predicting large-scale structural failure. The literature presents several damage modeling approaches based on fracture mechanics, including, the virtual crack closure techniques (VCCT) and the cohesive zone model (CZM). Both techniques use the energy release rate to predict interlaminar separation.

Nevertheless, these techniques are intended for delamination flaws, and suppose that the damage path are known in advance. To provide a more comprehensive approach considering the contribution of various other modes, progressive failure analysis (PFA) has emerged as an interesting alternative for tracking damage sequences and their evolution. Based on failure criteria, this approach uses the distribution of stress in the lamina to predict failure modes in laminate structure. Thus, if one of the criteria is fulfilled, the mechanical properties are degraded according to a damage law.

The evolution of damage in composite laminate structures has been the focus of extensive research. Sepe et al. (Sepe et al. 2016) used Hashin's criteria to predict the buckling response of two stringers panel subjected to impact damage. Ambur et al. (Ambur, Jaunky, and Hilburger 2004) studied the failure process of a stiffened panel with and without a central notch under in-plane shear loading. The proposed numerical models based on PFA showed excellent agreement with the experimental ones in mimicking the damage sequences, even if the delamination criterion was neglected. Bisagni (Bisagni and Vescovini 2010) assessed the damage tolerance and collapse of a hat-stiffened composite panel by applying LaRC03 failure criteria to predict fiber failure and matrix crack, while the delamination damage was simulated by a cohesive material model.

The purpose of the current study is to analyze the post-buckling behavior of two-hat stringer CFRP panels subjected to multi-step compression loading. Section 2 presents the experimental setup where damage initiation and accumulation are monitored by applying an acoustic emission technique that used four PZT sensors placed on the corners of the panel. Section 3 presents the application of a localization planar strategy for AE signals to enable the construction of a map of damage location versus applied load. Afterward, AE data are clustered using an unsupervised pattern recognition technique for the analysis of the most critical damage mechanisms. The buckling shape and the out-of-plane displacement are measured by using a digital image correlation system and eight strain gages positioned at different locations on the skin and stringer for local strain assessment. In Section 4, a 3D FE model is developed using an approach based on progressive failure analysis (PFA) (Bousslama et al. 2017). The proposed model considers the major failure modes, namely matrix cracking, fiber breakage, fiber-matrix shearing failure, and interlaminar delamination. Thus, it is possible to determine the damage sequences and establish a failure scenario. The FE results are compared to previous findings from experimental analysis.

7.3 Experimental approach

7.3.1 CFRP stiffened panel design

The stiffened composite panel used in this paper is two hat-stringers made from unidirectional carbon/epoxy prepregs of type Cytec 977-2/HTS which was manufactured by our industrial partner according to aerospace requirements. The nominal dimensions of the stiffened panel are 660 mm (length) by 382 mm (width). The structure has 12-ply skin with a symmetric stacking sequence of $[90/45/-45/0/-45/45]_S$ and a nominal thickness of 1.5 mm. The stringers are made up of 10 plies with the layup $[90/45/0/-45/0]_S$. The details of the panel design and dimensions are illustrated in Figure 7-1-(a). Both sides of the panel are potted in two resin blocks (Figure 7-1-b) to ensure clamped boundary conditions and guarantee uniform load distribution during the compression tests. The resin blocks have 40 mm depth, which reduces the effective length of the specimens to 580 mm. Material property parameters of the quasi-isotropic unidirectional lamina are listed in Table 7-1.

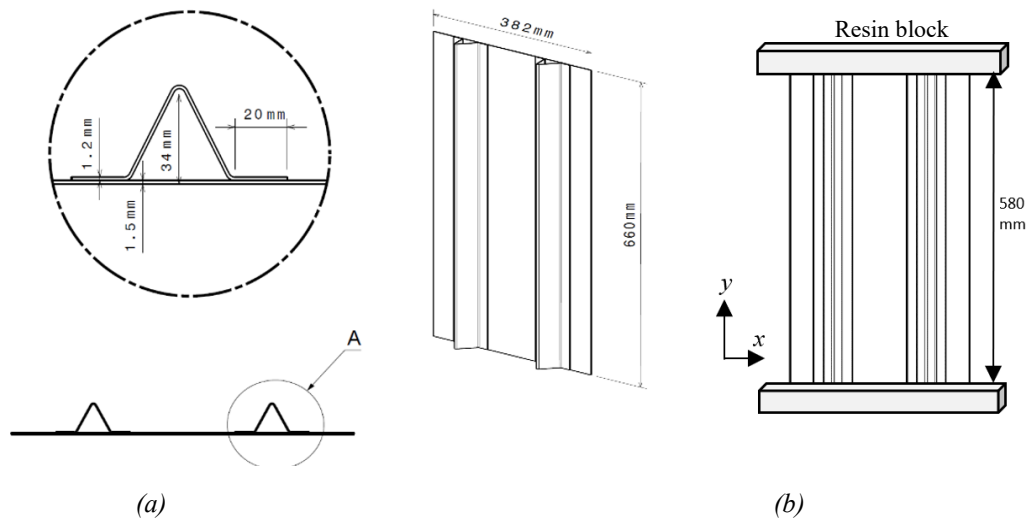


Figure 7-1. (a) Geometries and dimensions of two-hat stringers panel, (b) panel fixation.

Table 7-1. Mechanical properties of carbon–epoxy composite laminate (Cytec HTS 977-2)

Longitudinal modulus	E_{11}	(GPa)	148
Transverse modulus	E_{22}	(GPa)	9.5
Out-of-plane modulus	E_{33}	(GPa)	9.5
In-plane shear modulus	G_{12}	(GPa)	4.5
Out-of-plane shear modulus	G_{13}	(GPa)	4.5
Out-of-plane shear modulus	G_{23}	(GPa)	3.17
In-plane Poisson's ratio	ν_{12}	-	0.3
Out-of-plane Poisson's ratio	ν_{13}	-	0.3
Out-of-plane Poisson's ratio	ν_{23}	-	0.4
Longitudinal tensile strength	X_T	(MPa)	2000
Longitudinal compressive strength	X_C	(MPa)	1500
Transverse tensile strength	Y_T	(MPa)	50
Transverse compressive strength	Y_C	(MPa)	150
Out-of-plane tensile strength	Z_T	(MPa)	100
Out-of-plane compressive strength	Z_C	(MPa)	253
In-plane shear strength	S_{12}	(MPa)	150
Out-of-plane shear strength	S_{13}	(MPa)	41.5
Out-of-plane shear strength	S_{23}	(MPa)	41.5

7.3.2 Experimental procedure

The buckling and post-buckling mechanical characterization have been conducted on a hydraulic test machine (MTS-458) equipped with a 500 kN cell sensor (Figure 7-2). The crosshead displacement is fixed at 1mm/min. The tests have been conducted in eight successive runs to study the effect of damage accumulation on panel stiffness. The structure is first loaded up to 40 kN then released. Thereafter the force is incremented by 20 kN per run until final failure. The shortenings along the longitudinal axis of the panel are measured by a laser displacement device. The specimen is instrumented with eight uniaxial strain gages arranged on the skin, the flange, and the stringer web. Each strain gage is connected to an acquisition system through a quarter-bridge linkage. The details of the strain gauge positions are given in Figure 7-3 (a).

The experimental approach is also based on the use of the non-contact three-dimensional digital image system VIC-3D from Correlated Solutions to evaluate the shape deformation of the panel during the post-buckling regime. The digital image correction (DIC) requires the application of a random speckle pattern on the surface of interest so that the system can track the changes in grayscale values between successive images during the loading process. Hence, a speckle pattern was applied over the front side of the panel, as is shown in Figure 7-3 (b). Due to the sharp geometry of the stringers, the measurement of both sides of the webs require the deployment of four cameras.

Each pair system is calibrated separately based on a series of images of a grid with a known line spacing. The merging process consists in calculating the transformation between the two coordinate systems then applying this transformation to the alternate view. Thus, displacement data from the second system are transformed into the first coordinate system. As recommended in Ref. (“Correlated Solution, 2016), merging multiple-view requires the presence of at least 5-10% of shared image (overlapping areas) between the two systems results. Following this process, it is possible to rebuild the full displacement field of the panel. The experimental setup of the VIC-3D with respect to the test panel and the loading machine is shown in Figure 7-2.

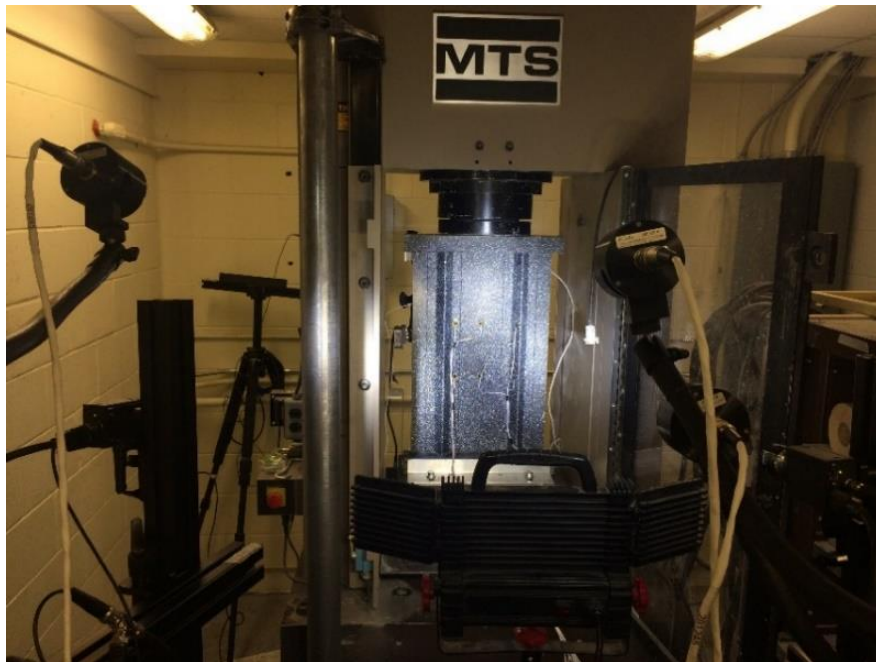


Figure 7-2: Experimental setup

The AE monitoring is performed using a Mistras- μ DiSP (Physical Acoustics) equipped with four piezoelectric sensors attached at the back corners of the panel with hot melt adhesive. The piezoelectric transducers have large band response (50-800 kHz) with a maximum sensitivity between 125 kHz and 450 kHz. Each sensor is connected to a preamplifier that transmits analogic signals to an eight-channel acquisition and treatment unit μ DISP, with a gain set at 40 dB and a noise threshold of 45 dB. The arrangement and the distance between sensors are illustrated in Figure 7-3(b).

The position of the AE event is determined by AEwin software using 2D anisotropic planar location mode (“AEwin Software User’s Manual” 2003), and based on the difference in the time of arrival

(ToA) for the traveling wave between the different sensor positions compared with the first hit sensor. Multiple regression analyses are performed to provide the location that best fit all available data.

The data acquisition system is calibrated by conducting preliminary guided wave velocity measurements according to the pencil lead break procedure defined by ASTM E976 and previous works using the same localization procedure (Wu and Maslouhi 2017). As a result, longitudinal and transverse velocities were fixed at $V_t = 5200\text{m/s}$, $V_l = 5000\text{m/s}$ respectively.

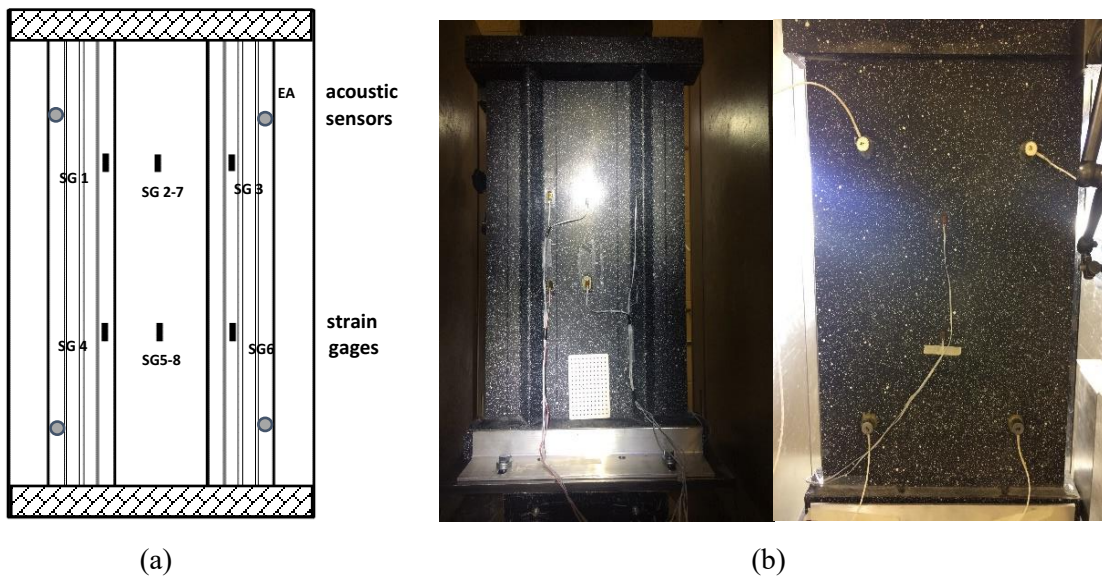


Figure 7-3. (a) Speckle pattern application on the both sides of the panel, (b) strain gages and EA sensors position.

7.4 Experimental results

The experimental results of the load versus displacement curves obtained from the eight successive loading runs are presented in Figure 7-4. For the last run (curve in black), the panel behavior under compression loading is drawn in conjunction with the measured out-of-plane displacement patterns extracted at different load levels. Results show that the final collapse occurred at the value of 178 kN, where the panel displayed a load drop first before failing catastrophically. Despite the relatively low buckling force, evaluated at around 43 kN, the structure offered a large loading range without significant loss of stiffness compared to the elastic phase. This behavior demonstrates the excellent post-buckling tolerance of the structure. The failure mode

and location are shown in Figure 7-5: it is obvious that the final collapse was caused by an extensive skin-stiffener debonding started near to the top end of the panel. Indeed, the result sequence by DIC highlights the development of a negative out-of-plane cavity that spread on the bay between the two stringers leading to skin-stringer separation.

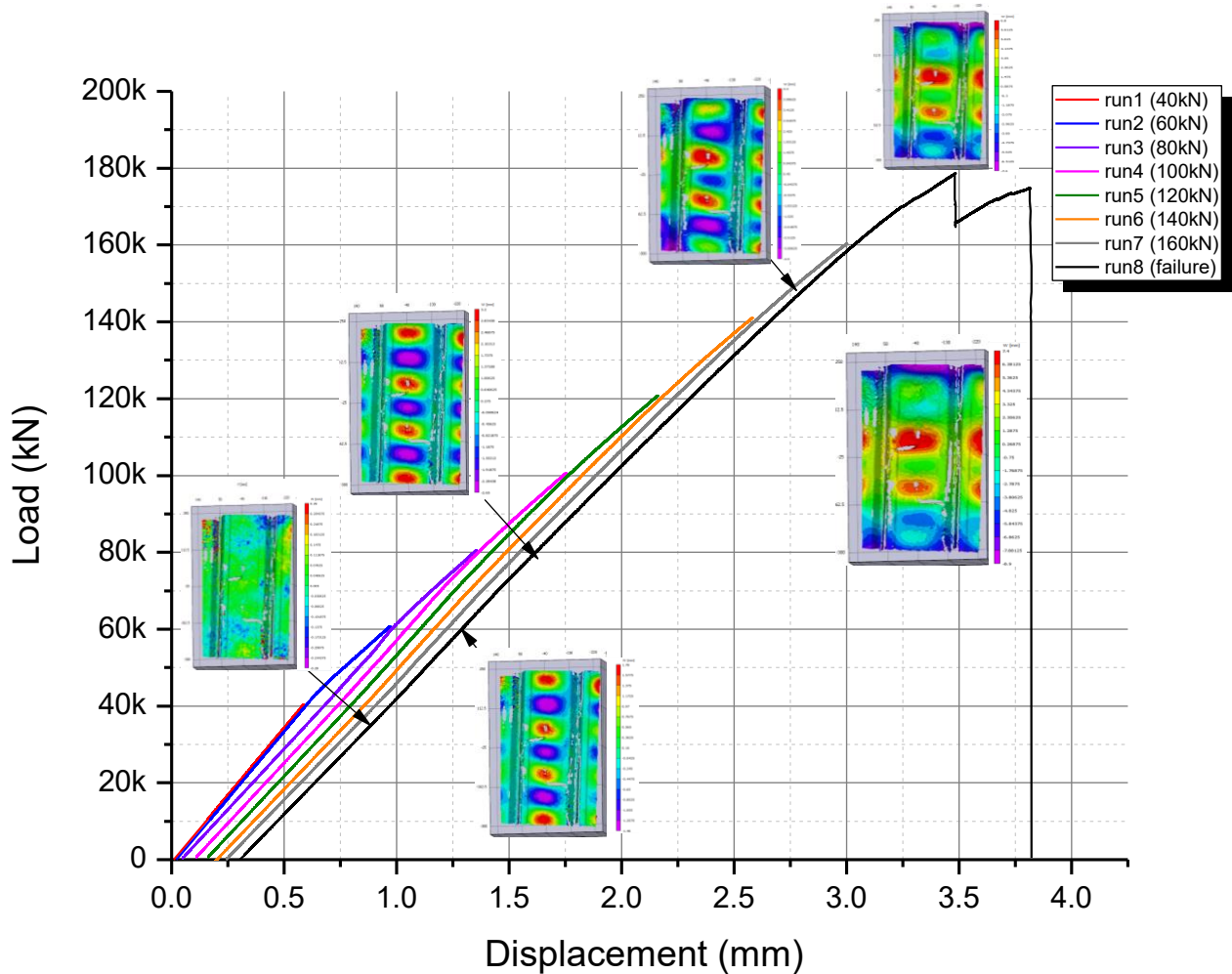


Figure 7-4: Load-displacement response

The comparison between the different load-displacement responses (Figure 7-4) reveals that the loading and unloading sequences lead to a relative displacement shift, accompanied by a decrease in the curve slope.

In order to accurately assess the influence of cumulative damage on the panel stiffness, the slopes of the force-displacement curves in the elastic regime are fitted by a linear function and compared with the initial slope related to panel response measured before buckling. The obtained results are summarized in Table 7-2.

Results reveal a continuous decrease in the curve slope, with a maximum drop registered after the first buckling mode (run 2). This stiffness decrease is mainly attributed to damage from multiple microcracks and fiber rearrangement following the buckling process.

The rest of curves display slight but continued decline until the two last runs where the registered decrease tendency is accelerated. In this phase, the stiffness drop is the consequence of interlaminar delamination propagation in the skin-stiffener interfaces.

Table 7-2: slope curve values for the different loading steps

<i>Run</i>	Run 1	Run 2	Run 3	Run 4	Run 5	Run 6	Run7	Run 8
<i>Applied load</i>	40kN	60kN	80kN	100kN	120kN	140kN	160kN	Rupture
<i>Slope</i>	70046	69742	63084	62741	62340	61213	60411	60082
<i>loss of stiffness (%)</i>	-	1.3	9.9	10.5	11	11.6	13.75	14.3



Figure 7-5: Final failure mode

7.4.1 Acoustic emission analysis

A cumulative count evolution registered during the different loading steps is presented in Figure 7-6 according to the compression loading of the panel. It is observed that during the elastic phase,

(under 43 kN), most of the registered waveforms have weak energy and amplitude. This can be explained by the appearances of low energy micro-failures, probably due to matrix micro-cracking, crack in resin-rich zones located in the corner of the stringers, and fiber arrangement with the loading direction.

The second loading run shows important and strong AE activity with a maximum amplitude of 85 dB (Figure 7-7), that accompany the buckling of the panel and the apparition of large out-of-plane deflection. The change in shape promotes peel stresses between skin and stiffeners which may locally exceed the material strength and initiate interlaminar delamination.

This transition is followed by a relatively quiet period at [80-120 kN], where there is no substantial AE activity. The absence of damage at this stage confirms the excellent post-buckling behavior of this panel. At around 125 kN, the number of AE hits starts increasing with significant raise at the approach to the failure load. The last stage is characterized by the highest energy and amplitude signals (≈ 100 dB) which are, most probably, related to the failure of carbon fibers and considerable skin-stiffener debonding. The amount of damage measured by AE monitoring for each run is consistent with the trend of the stiffness degradation previously discussed.

Figure 7-7 also reports the rate of acoustic emission activity, in order to assess global health state and damage accumulation during buckling and post-buckling of the panel. The cumulative energy distribution of AE waveforms tends to increase with increasing load as the damage accumulation in the panel and stringers becomes more important. It is also notable that during the reloading phase, there is almost no detectable signal until the load reaches and exceeds the level of the previous maximum load. This behavior is well known as the Kaiser effect (Choi, Kim, and Rhee 2005). The spatial locations of AE damage sources are plotted in Figure 7-8 respectively after buckling (43 kN), then at 150 kN and at failure. It is worthwhile noting here that the first signals are mainly located along the skin-stringer interface as illustrated in Figure 7-8 (a). Localization results also show that after the fifth run (125 kN), a concentrated and sustainable AE activity was developed in the top-right corner of the panel the of (Figure 7-8 (b)). Thereafter, AE events spread over the bay between the two stingers until final failure. The final AE location map at the end of the test (Figure 7-8 c)) is clearly consistent with the position of failure scenario illustrated in Figure 7-5.

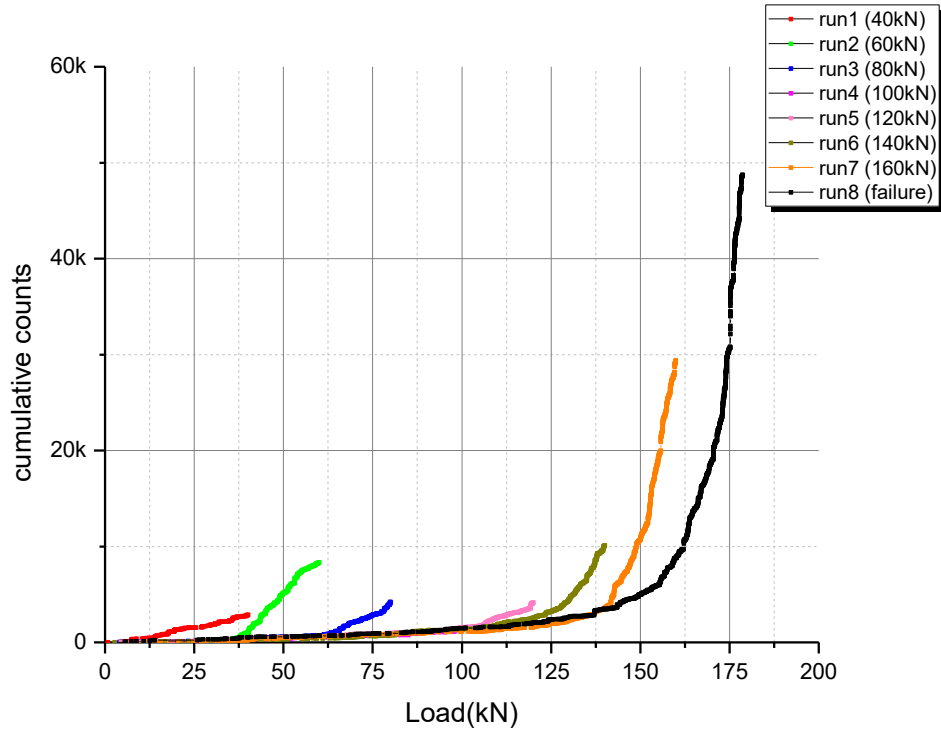


Figure 7-6: AE counts versus applied load.

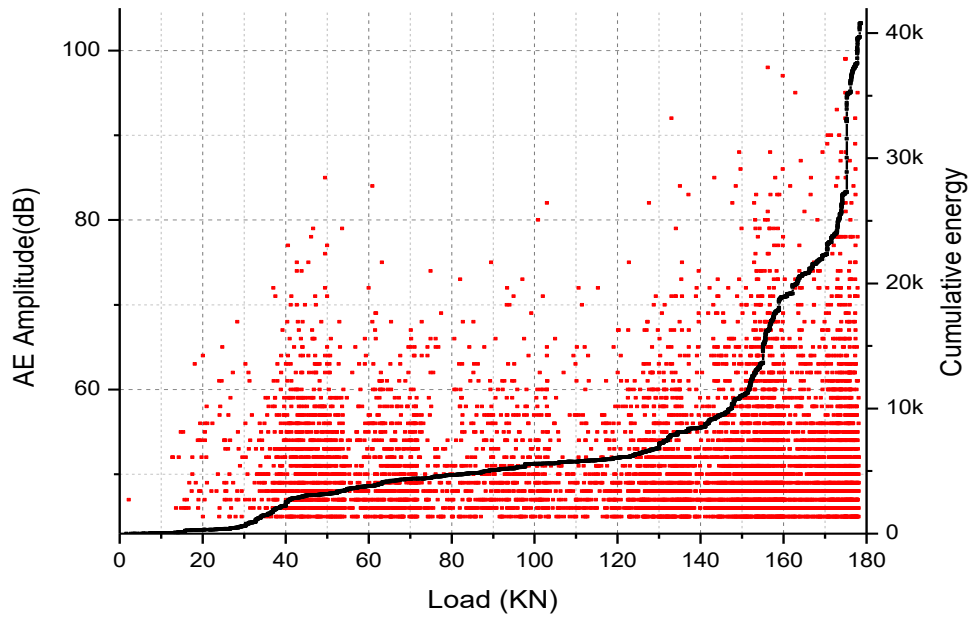


Figure 7-7: AE features: cumulative energy and amplitude.

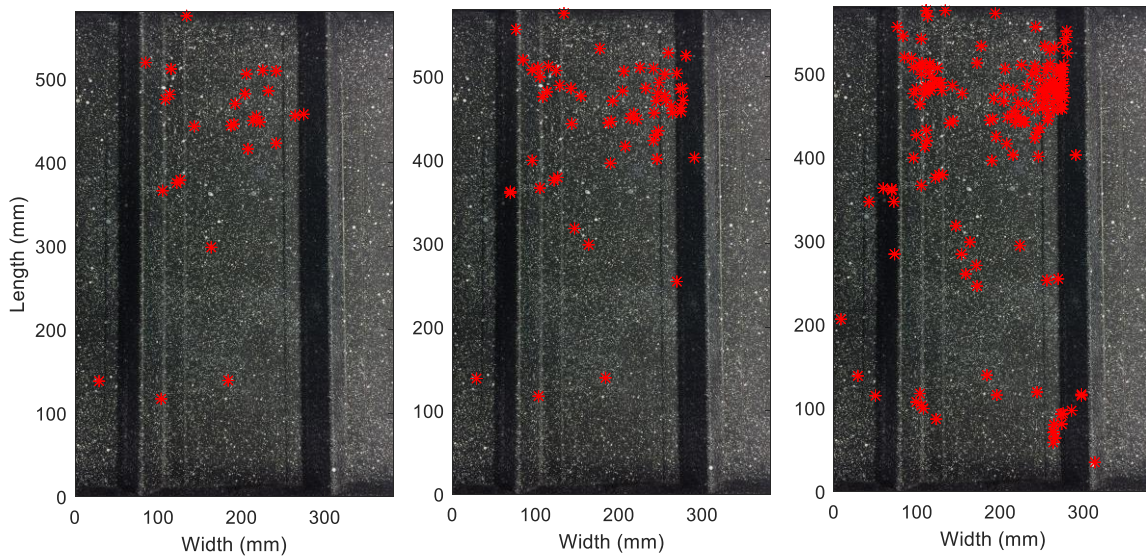


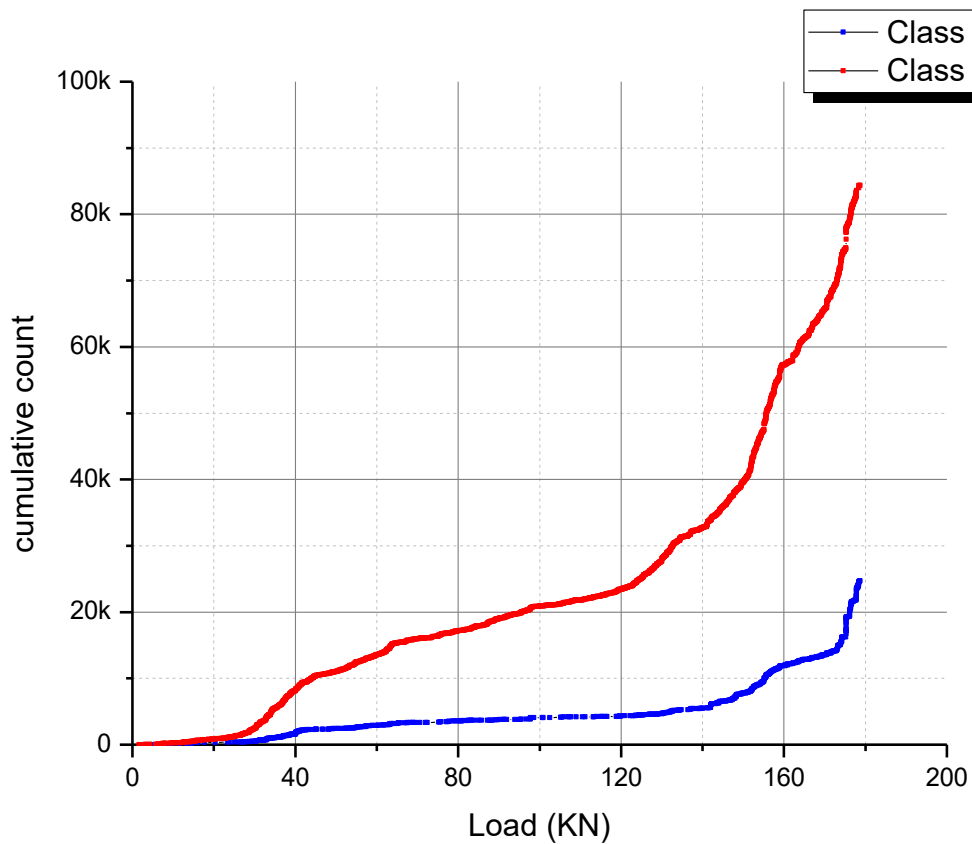
Figure 7-8: AE event locations at (a) 43kN, (b) 150kN, and (c) at failure.

Furthermore, unsupervised pattern recognition UPR analysis is performed by Noesis software (“Physical Acoustics Corporation”) in order to cluster the recorded AE signals. A k-means algorithm using five AE features, namely, counts, amplitude, duration energy and peak frequency, for the pattern vectors is used.

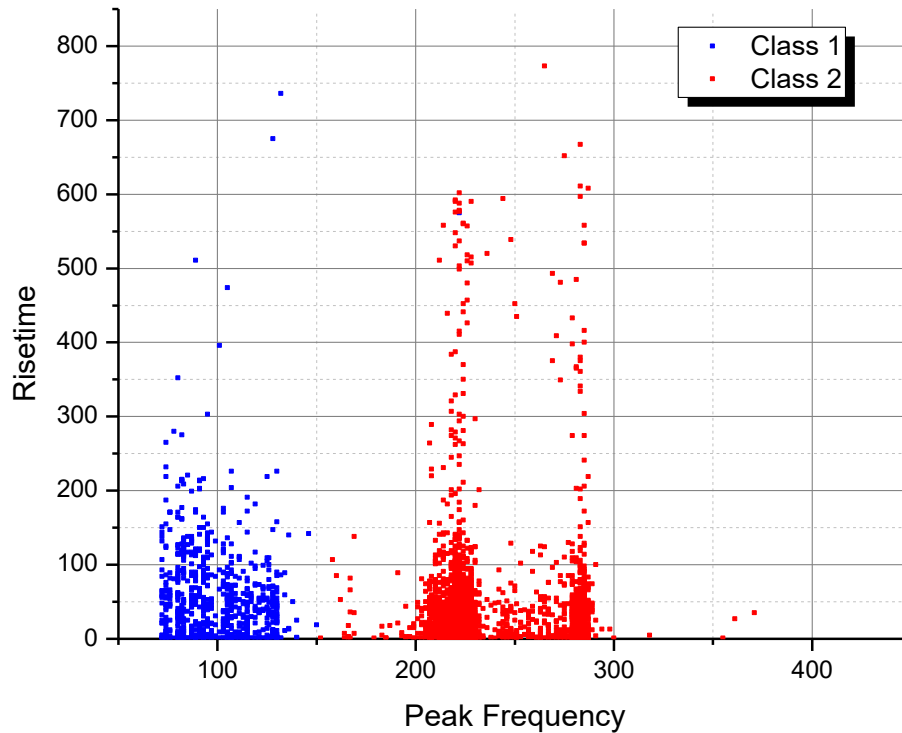
The features are normalized, and the number of classes is determined by minimizing the coefficient R_{ij} 's criteria (Kostopoulos et al. 2003) which yields the case of 2 classes with a correlation level equal to 1.12. The statistics for the classes resulting from an application of pattern recognition algorithm are defined as follows: class1: 24749 patterns (22.6 %), class 2: 84379 patterns (77.4 %).

Figure 7-9 (a) depicts the evolution of cumulative events assigned to each class versus the panel reaction force. Class 1 activity starts with the buckling phase, and its evolution does not show substantial activity until approximately 145 kN when it becomes more active as the load approaches the ultimate one. This cluster is characterized by a lower frequency range (under 140 kHz), and as such, it is correlated with matrix cracking as well as fiber-matrix decohesion phenomena. The second class appears as the largest class with 77.4 % of the AE hits, it covers almost the entire test period. This cluster shows increasing activity after the buckling, and continues to grow until approximately 145 kN, where a significant leap is registered until the final failure of the structure. According to the above remarks and post-mortem observation, this cluster could be attributed mainly to interfacial phenomena, and more specifically to the delamination between skin-stringer

interfaces, as this was the principal damage mode observed. The pick frequency versus rise time is reported in Figure 7-9-(b), and the distribution shows that the range of values for the first class is [70-140 kHz], and for the second class is [200-290 kHz]. These bands, and their corresponding failure mechanisms are consistent with previous clustering studies (de Groot, Wijnen, and Janssen 1995) (Ni and Iwamoto 2002).



(a)



(b)

Figure 7-9: AE clustering results: (a) cumulate AE counts, (b) rise-time versus peak frequency.

7.5 Finite element modeling

7.5.1 Progressive damage methodology and failure criteria definition

In this study, the progressive damage FE model is implemented in ANSYS software with the USERMAT subroutine. The recourse to this approach is, by far, more effective in terms of computing time and result extraction compared with the traditional post-processing routine (Pietropaoli 2012). This custom subroutine requires, firstly, establishing the constitutive material law between the stress and the strain fields by defining the Jacobian matrix $\partial\sigma/\partial\varepsilon$. Subsequently, for every loading step, the program uses a strain increment to compute the new stress distribution. The stress components are used to check the predefined failure criteria list (Table 7-3). Thus, if one of the criteria is fulfilled, the mechanical properties are instantaneously degraded according to a predefined degradation law (Table 7-4). The value of the degradation coefficients depends on the severity of the requested damage mode, and the updated properties are stored as state variables at

the end of the time or load increments for each material integration point (“Programmer’s Manual for Mechanical APDL” 2009).

In this study, failure criteria proposed by Olmedo (Olmedo and Santiuste 2012), and based on development by Chang-Chang (F. Chang and Chang 1987) are used. These criteria combine both the contribution of out-of-plane stress and the nonlinear shear stress-strain relationship, which is expressed by equation (7.1).

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3 \quad (7.1)$$

where γ and τ are respectively the strain and stress field and α is an experimental parameter (“Abaqus Analysis User’s Manual, Simulia;” 2011).

Table 7-3: Chang-Chang modified failure criteria

<i>Fiber failure</i> $\sigma_{11} > 0$	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4} = e_{f_t}^2$	(7.2)
<i>Fiber failure</i> $\sigma_{11} < 0$	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 = e_{f_c}^2$	(7.3)
<i>Matrix failure</i> $\sigma_{22} > 0$	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4} = e_{m_t}^2$	(7.4)
<i>Matrix failure</i> $\sigma_{22} < 0$	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4} = e_{m_c}^2$	(7.5)
The fiber-matrix shearing failure criterion	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4} = e_{f_m}^2$	(7.6)
<i>Delamination</i> $\sigma_{33} > 0$	$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4} = e_{d_t}^2$	(7.7)
<i>Delamination</i> $\sigma_{33} < 0$	$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4} = e_{d_c}^2$	(7.8)

Table 7-4: Degradation rules for the different failure modes (Olmedo and Santiuste 2012)

Failure mode	E_x	E_y	E_z	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}	ν_{xy}	ν_{yz}	ν_{xz}
Fiber failure	0.14	0.4	0.4	0.25	0.35	0.2	0	0	0
Matrix failure		0.4	0.4	-	-	-	0	0	0
Fiber–matrix shearing	-	-	-	0.25	0.25	-	0	-	0
Delamination	-	0.4	0.4	-	0.2	-	0	0	0

7.5.2 Finite element model

The FE model of the stiffened panel is developed using a 3D layered SOLID-186 element with 20 nodes, which offers better assessment of interlaminar stress. The boundary conditions are set to be consistent with the test conditions. Thus, an axial displacement is applied through a master node coupled to other nodes located at the top of the panel. The bottom edge is completely constrained. In addition, a mesh sensitivity study is done to ensure the convergence of models based on buckling eigenvalues. The adopted FE model and its boundary conditions are shown Figure 7-10. The material mechanical properties and strength are introduced according to Table 7-1 and the model is solved using a non-linear analysis based on the Newton-Raphson algorithm (Bathe, Ramm, and Wilson 1975).

In order to account for the different sources of model imperfection, the initial panel geometry was edited by modifying its shape through node positions by adding a linear combination of the first ten eigenvectors obtained from the buckling analysis. Indeed, according to Mo et al. (Mo, Ge, and Zhou 2015), the accuracy of the FE results compared to the experimental ones depends on the number and weighting factors of the selected buckling modes. In the current study, the combination of injected mode perturbations have a cumulative maximum magnitude displacement of less than 10% of the skin thickness (Blázquez et al. 2012).

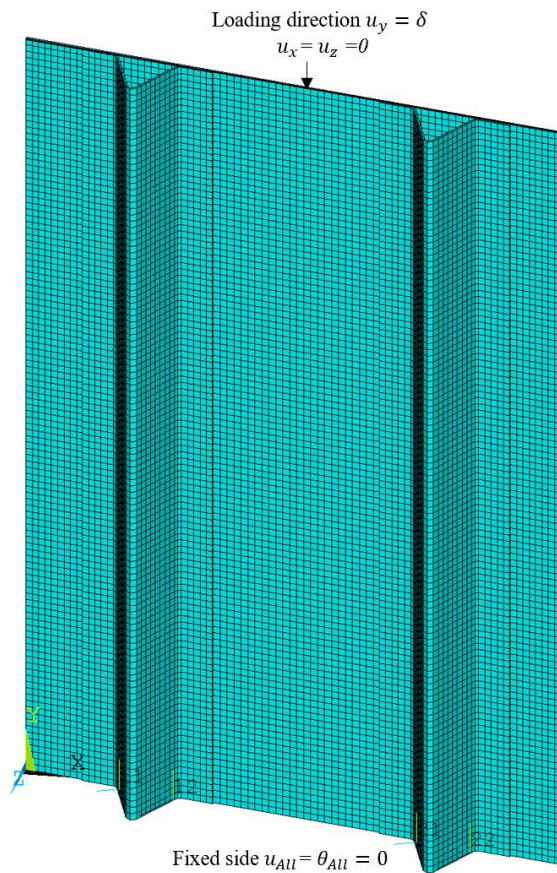


Figure 7-10: Mesh used in the FE model.

7.5.3 Experimental and numerical validation of the Buckling and post-buckling behavior

7.5.3.1 Global field comparison

The load-displacement curves obtained from the FE analysis are presented in Figure 7-11 together with the respective experimental responses. The comparison between the two configurations shows good agreement for most of the loading range. The numerical model displays comparable stiffness behavior for the pre-buckling region. However, a slight difference is observed in the post-buckling step probably due to the fidelity of the FE model in presenting geometry details like the resin-rich area. The softness behavior prior to the final collapse can be explained by the stiffeners buckling and collapse. Again, excellent matching is obtained for the buckling and failure load. The predicted

peak load for this panel is 170 kN, which is 4.5% lower than the 178 kN load obtained experimentally.

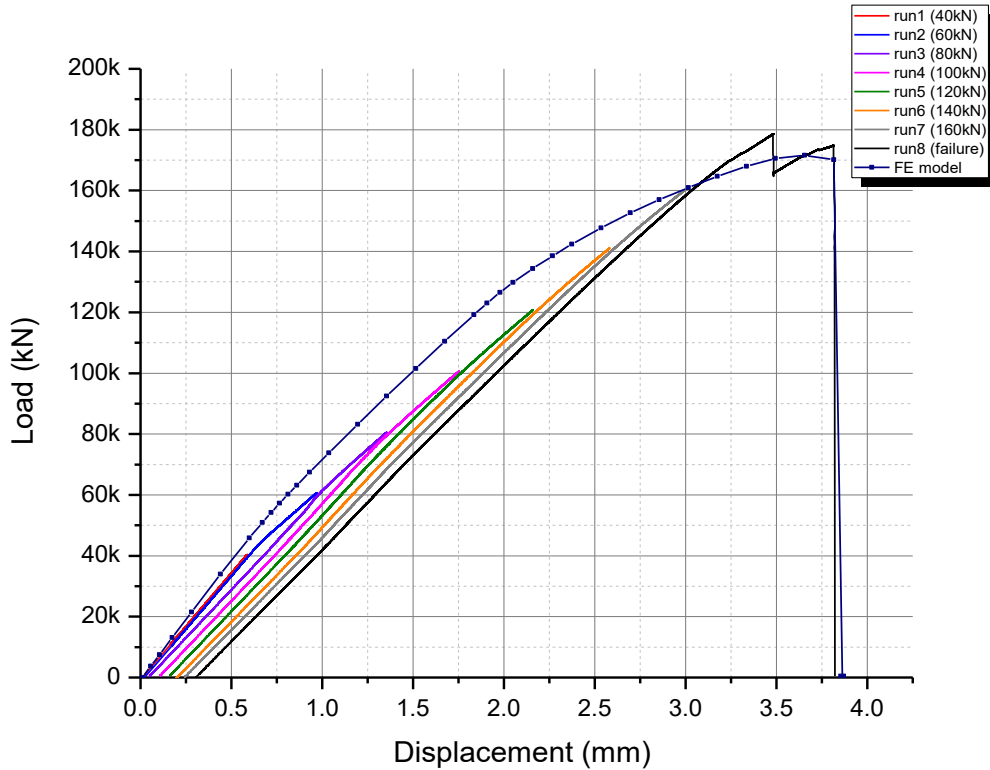


Figure 7-11: Comparison of load vs displacement between FE and experimental results.

The different phases of the panel deflection response, under compression loading, are measured by the DIC, and compared with the FE model. Consistent results are obtained, with qualitatively satisfactory matching from the pre-buckling region to the post-buckling region except, some differences before collapse. Indeed, as is illustrated in, Figure 7-12 it can be seen that the predicted buckling mode agrees well in terms of the number of half-waves and amplitude. Almost the same range of out-of-plane displacement is obtained by the FE model for different loading levels. Indeed, the elastic step illustrated in the pattern in Figure 7-12 (a) shows that the panel displays compression which remains in the plane of the panel until the load reaches the load value of 43 kN. From this point onward, the panel starts to buckle, with an increase in out-of-plane displacement. This buckling mode is distinguished by seven half-waves that affect the skin area between two stringers before spreading to the free edges. By increasing the loading compression, the deflection spreads and affects a larger area, as shown in the Figure 7-12 (b). When the load reaches a value

of 130 kN, the FE model displays the first buckling signs affecting the stringers (Figure 7-12 (c)). Despite this deformation, the stringers remain stable, and can continue to sustain higher loads. The final step is characterized by skin-stringer debonding and the appearance of a bump in the top region of the panel. At 178 kN, the first drop in load-displacement is observed, accompanied by a new stress distribution, as can be seen Figure 7-12 (d). The panel continues to carry some additional loads before final failure.

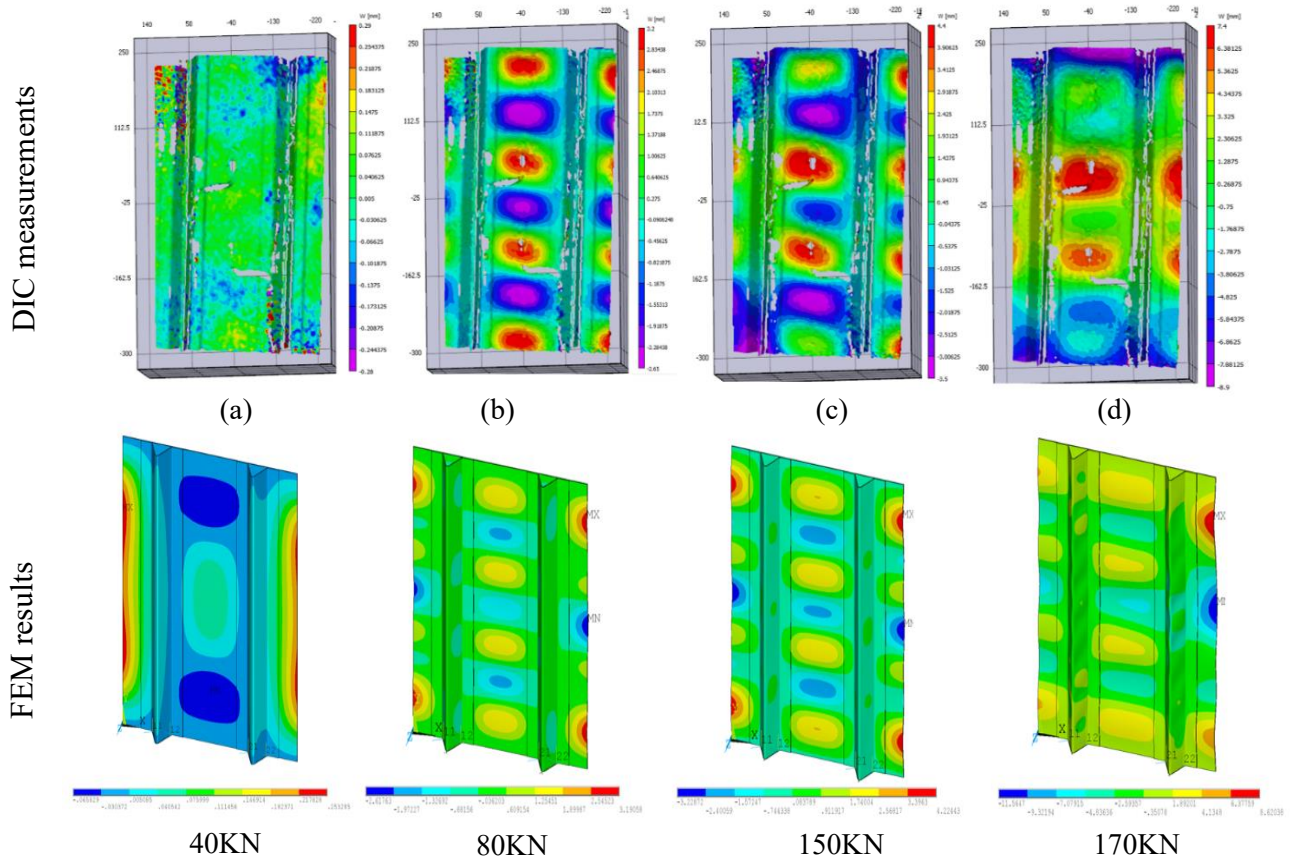


Figure 7-12: Experimental and numerical out-of-plane displacement field.

7.5.3.2 Local field comparison

The strain data acquired during the last loading stage are presented in this section. The strain profiles registered back to back from the skin panel, SG2/SG7 and SG5/SG8 are plotted in Figure 7-13(a). Both strain gages are located on the outward half-wave, so when the skin buckled, the gage fixed on the stiffener side is under extension, while the other one is under compression. Hence, the experimental buckling load evaluated at the bifurcation is approximately 43 kN. The strain

profiles measured in the stringer flange SG1 and SG4 are presented in Figure 7-13(b), while the stringer web strains are respectively obtained by SG3 and SG6 (Figure 7-13 (c)). In this case, the strain profile has an almost linear evolution, proving the absence of stringer buckling.

As shown in Figure 7-13, the experimental strain values are plotted side by side with FE strain data extracted from the same coordinate position. Results show good agreement for the major load steps and for buckling. The result mismatch found at the last loading stage is because the skin-stiffener separation is not modelled, causing an imbalance in the applied loading and stress distribution, while in the FE model, the stiffeners collapsed.

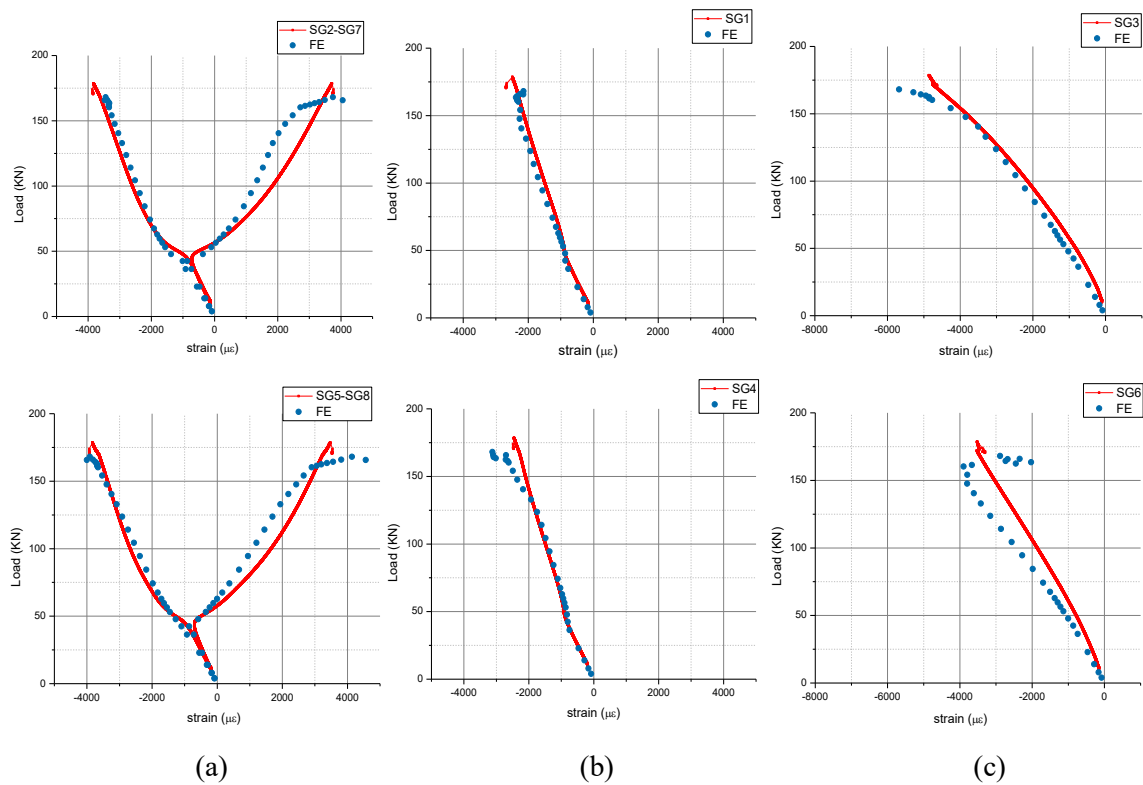


Figure 7-13: Load vs. strain curves: (a) in the skin, (b) in the flange, (c) in the web.

7.5.3.3 Progressive failure analysis

The progressive damage analysis based on the failure criteria listed in Table 7-3 are represented by a scalar damage set of values that range from $d=0$ for the undamaged state to $d=1$ when the corresponding damage criterion is met. The damage maps for fiber failure, matrix cracking, and delamination prior to the final collapse are shown in Figure 7-14. The damage index sequences versus panel load allowed us to determine the following damage sequences. Firstly, matrix cracks

appear at approximately 62 kN at the corners of the stringer. Thereafter, with an increase in the load, damage to the matrix spread and alter a larger area, especially in large-deflection skin bay. At 150 kN, the first fiber failures are observed. Fiber breakage remains minimal until final collapse and is almost entirely confined to the stiffener web zone, which then initiates the final collapse of the panel (Figure 7-14 (b)). The delamination zone is typically localized in the skin-stiffener boards and in the stiffener corners Figure 7-14 (c).

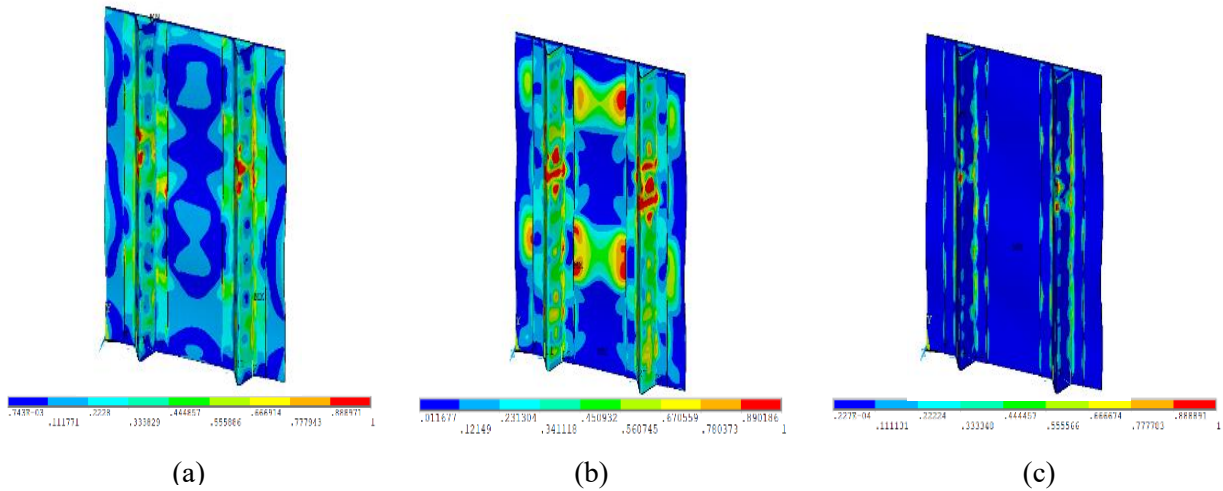


Figure 7-14. FE post-buckling progressive failure map at 178KN: (a) fiber breakage, (b) matrix cracking, and (c) delamination.

7.6 Conclusion

In this study, the post-buckling regime of two stringers panel made with CFRP is investigated. A trial is conducted with successive compression runs until final collapse. The experimental phase is conducted using DIC and strain gages, so the full-field displacement is measured, and the buckling shapes are identified over the post-buckling stage. Moreover, the strain profiles are extracted at different positions and then compared to the numerical results. The in-situ monitoring approach based on an acoustic emission system enable characterization of the damage initiation and accumulation. The coordinates of the AE hits are determined by a 2D planar algorithm, and then clustered according to an unsupervised strategy that yields two classes. According to specific signal features, the clusters are correlated to the corresponding damage mechanisms observed on the panel.

Moreover, a FE model is developed using an in-core subroutine. The model is based on PFA and considered fiber failure, matrix cracking, fiber-matrix shearing and delamination. FE nonlinear analysis allowed identification of the different buckling phases of the panel. Excellent correspondence is found between buckling load prediction and ultimate resistance. Good agreement is also observed between experimental and numerical deformation for most loading range. The difference observed at the end of the test can be attributable to the highly deformed shape, and the dissymmetry in load redistribution induced by skin-stiffener debonding. The FE model also offers detailed insight into the failure mechanisms and damage sequences. Progressive failure analysis highlights the fact that matrix cracks are the first damage mode to appear on the skin and in the stringer corners, and the damage spread to a larger area with the increase in the applied load until final failure occurs by stringer collapse.

Acknowledgements

This research was supported by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) through the framework of the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec (CRIAQ).

Chapitre 8

Conclusions et perspectives

8.1 Conclusions

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 composites 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 de doctorat 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.

Pour atteindre cet objectif, quatre structures ayant des matériaux et des assemblages différents ont été définies de façon à traiter les principaux modes de défaillance : une plaque en aluminium avec une ligne de rivets, une plaque en composite tissé, un joint hybride et un panneau à raidisseurs. Ces structures ont été testées sous chargement statique, fatigue et en flambage pour générer de l'endommagement et caractériser leur durée de vie.

Les principaux accomplissements de cette thèse peuvent se synthétiser dans les trois points suivants :

- 1. Analyser la représentativité d'une encoche introduite par EDM par rapport à une vraie fissure de fatigue**

Dans un premier temps, les efforts se sont portés sur la définition et le choix des défauts à introduire dans les structures proposées dans le cadre du projet DPHM501. Cette démarche a soulevé des

questionnements quant à la représentativité des défauts artificiels comparés à des fissures vis-à-vis leur réponse ultrasonore obtenue par ondes guidées. Pour répondre à cette question, trois longueurs de fissures de fatigue ont été générées dans des plaques en aluminium puis comparées à des encoches par électroérosion. Les mesures sont faites par un vibromètre laser selon différents angles et fréquences ce qui a permis de tracer les patrons de dispersion. La comparaison de ces résultats a révélé des similitudes générales quant au comportement en transmission en termes de forme et d'amplitude du pattern alors que leurs réponses en réflexion étaient différentes. Ce résultat a mis en évidence l'importance d'avoir recours à des vraies fissures de fatigue lieu d'usiner une encoche dans la plaque à inspecter, pour assurer la validation et la robustesse d'une approche d'inspection par ondes guidées.

2. Établissement d'indicateurs de surveillance pour le suivi de l'endommagement et la dégradation de rigidité en fatigue

Pour détecter l'initiation et suivre la propagation de l'endommagement, l'approche expérimentale proposée dans ce travail de thèse repose sur l'utilisation simultanée et synchronisée de la technique d'émission acoustique et de corrélation d'image. En effet, par la mesure de l'activité acoustique, on assure la quantification de l'endommagement qui se développe alors que l'évaluation du champ de déformation permet de mesurer la perte de rigidité générée par ces dommages en fonction du nombre de cycles en fatigue.

Cette approche a été d'abord appliquée à la surveillance d'une structure avec ligne de rivets, on est parvenu alors à identifier le moment d'initiation de la fissuration autour du rivet. Le champ de déformation créé par cette discontinuité a été mesuré par DIC et la rigidité moyenne a été calculée en fonction du nombre de cycles. Ceci a permis de corréler la taille de la fissure à la déformation introduite et à la perte rigidité. À la fin de l'essai on a obtenu une perte de 51 % pour une taille totale de fissure de 45 mm.

La deuxième étude est menée sur des plaques en CFRP tissés soumises à un chargement de fatigue en tension-tension, a montré qu'un défaut de fabrication simulé par une couche de Teflon ayant une forme carrée de longueur de 12.7mm entraîne une perte moyenne de près de 66% de la durée de vie. Partant de ce constat, et dans le but de mieux comprendre l'effet du défaut inséré sur la formation d'endommagement, l'activité acoustique enregistrée à partir de la zone d'inspection a

été localisée grâce à un algorithme de localisation planaire basé sur le temps d'arrivée (ToA) et les vitesses de propagation des ondes dans ce matériau.

La comparaison de l'activité acoustique cumulée des deux configurations a révélé que pour les échantillons sans défaut inséré (NFS), les dommages s'initient à partir des deux bords puis ils se développent aléatoirement dans toute la zone d'inspection. Le profil de cette activité suit une montée continue qui se stabilise vers la fin de l'essai après saturation. Pour les échantillons avec défaut inséré (WFS), une évolution par échelon a été observée marquée par une activité soutenue autour de 50% de la durée de vie attribuée à la propagation de délamination autour du défaut. Ce résultat a été confirmé par la présentation graphique des coordonnées spatiales des sources acoustiques en fonction du nombre de cycles et par des analyses faites par C-Scan et tomographie.

La chute de rigidité mesurée à partir du champ de déformation moyen sur toute la zone d'inspection a montré un profil avec trois phases pour les échantillons sains (NFS). Une première chute (jusqu'à 20% de la durée de vie) attribuée aux endommagements microstructuraux tels que les fissurations matricielles, la décohésion fibre/matrice ainsi que les fissures transversales dans les zones riches en résine. La deuxième phase, plus stable, qui s'étend sur la majeure partie de la durée de vie où une accumulation progressive d'endommagements se produit caractérisée par des ruptures par cisaillement dans les chaînes et la formation et la propagation de la délamination entre les torons et les couches adjacentes. La phase finale se distingue par une chute rapide liée à l'apparition de délaminage macroscopique et des ruptures de fibres dans la direction du chargement. Pour les trois spécimens testés, la chute totale moyenne était de 20% alors que pour les échantillons avec défaut inséré (WFS) elle ne dépassait pas les 16%. En effet, ces derniers se distinguent par une chute quasi linéaire où la concentration du champ de déformation reste principalement localisée dans la zone du défaut ce qui confirme le rôle principal qu'il joue dans la concentration des contraintes.

En analysant l'activité et des caractéristiques des signaux d'EA et en suivant l'évolution du champ de déplacement et de déformation durant l'essai statique du joint hybride on a pu identifier cinq phases à la rupture qui peuvent se résumer comme suit : d'abord le joint exhibe un comportement élastique suivi par une phase de glissement relatif entre les deux plaques, qui se termine par une adaptation qui se produit entre les rivets et les perçages. Un comportement élastique global s'en suit. L'augmentation de la force appliquée crée à une importante phase plastique. Celle-ci

correspond d'abord au matage puis à la déformation plastique des adhérents et des corps des rivets ce qui mène à la rupture finale du joint. Ces résultats démontrent que le comportement général du joint est dicté principalement par la partie rivetée alors que la zone collée n'a pas montré de signe de défaillance. L'étude du comportement en fatigue a montré que le joint se rompt sous l'effet de la propagation d'une fissure de fatigue qui s'est initiée au niveau de la ligne de rivets alors que pour le cas d'un échantillon avec un défaut de collage de 12,7 mm, le joint s'est rompu par décohésion avec une chute de 30% de la durée de vie.

En augmentant la complexité des structures étudiées, la surveillance de l'endommagement et du comportement d'un panneau à deux raidisseurs en flambage et en post flambage a été menée grâce à la stratégie de localisation d'émission acoustique développée antérieurement et par des mesures de corrélation d'images. Le panneau a été aussi instrumenté par huit jauges de déformation. Un chargement en compression par incrément de 20 kN a été appliqué sur le panneau puis relâché jusqu'à la rupture finale. Cette démarche vise à simuler de la fatigue et étudier l'effet de l'accumulation de l'endommagement.

Grâce aux données enregistrées par les jauges de déformation la force de flambage a été identifiée, les déformés des modes de flambage sont obtenues par le traitement des mesures réalisées par DIC. L'analyse de la quantité de l'activité acoustique propre à chaque étape de chargement a montré une bonne corrélation avec la perte de rigidité mesurée à partir de la pente la courbe force-déplacement du panneau. De plus, la position du principal site d'endommagement à l'origine de la rupture finale du panneau a été fidèlement déterminée par les résultats obtenus par la stratégie de localisation. L'approche de classification non supervisée appliquée à ces mesures a souligné la présence d'une classe dominante attribuée aux phénomènes de délamination entre la peau et les raidisseurs.

3. Etablissement d'indices d'endommagement et développement de modèles de prédiction

Le volet consacré au développement d'indices d'endommagement et de modèles de prédiction de cette thèse a permis de répondre à un ensemble d'objectifs spécifiques concernant l'estimation de la durée de vie, le suivi de la taille de fissure, la prédiction de la résistance et du scénario de rupture des structures étudiées. En effet, pour parvenir à répondre à ces objectifs, deux types d'approches ont été suivies : dans la première on considère des corrélations basées sur des mesures

expérimentales faites par ondes guidées ultrasonores alors que dans la deuxième on développe des modèles numériques par éléments finis basés sur la mécanique de rupture et de l'endommagement. Pour la mise en place d'un index d'endommagement, une méthode d'inspection in-situ et sans contact a été appliquée où deux sondes capacitives à couplage à air ont été disposées en mode émission-réception de part et d'autre de la zone d'intérêt. Le traitement des signaux mesurés après interaction avec les défauts présents permet d'observer d'éventuelles atténuations des ondes et définir des indices pour rapporter l'état de santé et l'intégrité de la structure.

Pour le suivi de la fissuration dans la structure avec ligne de rivet, l'index d'endommagement considéré est la chute de l'amplitude du paquet d'ondes due à la réflexion d'une partie de l'énergie injectée par la formation et la propagation de la fissure. Cet index a montré une sensibilité à détecter l'initiation et une bonne corrélation avec l'évolution de la taille de fissure mesurée en fonction du nombre de cycles.

D'un autre côté, l'endommagement dans les matériaux composites est un processus cumulatif et dispersé qui se produit à différentes échelles de la structure et affecte progressivement la rigidité. Par conséquent, l'index d'endommagement proposé s'appuie sur le calcul de la variation de la vitesse de groupe des ondes transmises déterminée à partir du délai en temps de vol ToF obtenu par Transformée de Hilbert. L'analyse de la chute de vitesse a montré une concordance générale et une corrélation directe avec la perte totale des modules de rigidités mesurés par DIC à la fin des essais pour les différentes configurations (NFS et WFS). Ces mesures pourront être exploitées pour estimer la durée de vie résiduelle de ces structures.

Le volet de prédiction dans ce projet de thèse s'appuie sur deux modèles numériques par éléments finis. Le premier modèle traite la réponse mécanique du joint hybride en tension. Il s'agit d'un modèle en 3D avec des éléments structuraux intégrant une loi cohésive bilinéaire pour modéliser la résistance de la couche d'adhésif ainsi qu'un comportement non-linéaire de plasticité attribué aux plaques en aluminium et aux rivets en acier. La réponse numérique du modèle a montré une bonne capacité à prédire la résistance finale du joint avec une erreur de 4% supérieure à la valeur obtenue expérimentalement. La rupture finale du joint, dictée par le cisaillement de la ligne de rivets, ainsi que toutes les phases d'endommagement ont été reproduites correctement malgré un écart observé dans la phase finale de plasticité où d'importantes déformations se produisent. Le modèle a permis aussi d'évaluer la distribution des contraintes au niveau des rivets, de la couche

d'adhésif et des interfaces des adhérents offrant ainsi une meilleure compréhension des sollicitations appliquées au joint.

Le deuxième modèle de prédiction par EF développé dans cette étude traite le comportement en flambage et en post-flambage du panneau à raidisseurs. Ce modèle a recours à une analyse d'endommagement progressive basée sur les critères de Chang-Chang modifiés. L'intérêt principal de cette approche c'est qu'elle permet de prendre en compte plusieurs modes de défaillance (rupture de matrice, fibres, décohésion et délamination) et de leur interaction. Elle permet aussi la dégradation progressive des propriétés mécaniques selon les modes d'endommagement sollicités. Cet algorithme a été implanté à travers le sous-programme USERMAT d'ANSYS ce qui a permis de réaliser un gain important en temps de simulation puisque la vérification des critères et les itérations de calcul se font simultanément à l'intérieur du programme et non pas en post-traitement. La comparaison de la réponse du modèle aux résultats expérimentaux montre que la force de flambage a été correctement prédite et que la différence ne dépasse pas 4.5% pour la résistance limite du panneau. Une bonne concordance a été également observée entre le nombre et la forme des déformés pour la plupart de la plage de chargement. Ce résultat a été appuyé par la comparaison de l'évolution des déformations locales mesurées numériquement et celles enregistrées par des gauges de déformation. Toutefois une dissimilitude était observée durant la phase finale, celle-ci est due à l'apparition du phénomène de décollement et la séparation entre la peau et le raidisseur ce qui a introduit une redistribution des contraintes dans la structure. Toutefois le modèle proposé ne tiens pas compte de ce phénomène. Finalement, le suivi des indices d'endommagement liés à chaque critère d'endommagement a permis d'identifier les mécanismes de rupture mises en jeu et leur séquence de déroulement en fonction des phases de flambage.

8.2 Perspectives

Nombreuses sont les perspectives qui peuvent se dresser à la suite ce travail de recherche à la fois sur le plan expérimental ou numérique. Les points suivants peuvent être abordés pour compléter ou approfondir le travail déjà accompli :

- L'étude menée pour caractériser le développement de l'endommagement dans les plaques en composite tissé a été réalisée pour un seul chargement (65% de la limite de rupture). Il serait intéressant d'essayer d'autres niveaux et/ou rapport de chargement (tension-compression/ compression-compression) pour comparer les différents profils de rigidité et des mesures ultrasonores. Ceci permettra d'établir des lois de prédiction plus généralistes.
- L'approche de localisation proposée repose sur des hypothèses simplificatrices concernant la variation de la vitesse et l'atténuation des ondes ultrasonores. Il serait pertinent d'évaluer la variation de ces paramètres et de tester la précision de cette technique à localiser l'endommagement lorsqu'il s'agit de structures de plus grandes dimensions avec des obstacles géométriques (assemblage réel).
- Le recours à une analyse explicite pourrait améliorer la représentativité du modèle numérique du joint hybride dans la phase plastique.
- Intégrer des modèles d'interface pour l'étude du phénomène de délaminage et simuler la séparation physique qui se produit entre la peau et la semelle à travers la caractérisation des énergies de rupture.
- L'étude du comportement en fatigue des panneaux à raidisseurs constitue un défi majeur pour l'industrie, une étude sous chargement cyclique pourra être proposée soit pour évaluer le développement d'endommagement, ou pour déploiement d'une approche de surveillance embarquée.
- L'extension du modèle d'endommagement progressif pour étudier du comportement du panneau en fatigue est un élément original qui pourra être le sujet de travaux futurs.

8.3 Contributions scientifiques du projet de recherche

Article publié :

- N. Quaegebeur, N. Bouslama, M. Bilodeau, R. Guitel, P. Masson, A. Maslouhi and P. Micheau. Guided waves scattering by geometrical feature: application to fatigue cracks and artificial notches. *Ultrasonics* 73 (2017) 187–195.

Articles soumis :

- N. Bouslama, N. Quaegebeur, A. Maslouhi and P. Masson. Fatigue life prediction of plain weave carbon fiber reinforced polymers under fatigue loading using complementary damage monitoring techniques. Soumis au journal *Structural Health Monitoring*.
- N. Bouslama, A. Maslouhi and P. Masson. Identification of damage scenarios in hybrid lap joint using monitoring tools and finite element modeling under static and fatigue loading. Soumis au journal *Structural Health Monitoring*.
- N. Bouslama, A. Maslouhi and P. Masson. Experimental and numerical investigation of damage evolution in CFRP stiffened panel in post-buckling regime. Soumis au journal *Composite Structure*.

Article de conférence :

- N. Bouslama, A. Maslouhi, P. Masson and S. Jazouli. (2017). Damage development on CFRP stiffened panels in post-buckling regime. 10th Canadian-International Conference on Composites CANCOM 2017 Ottawa July 17-20, 2017.
- N. Bouslama, A. Maslouhi, P. Masson and S. Jazouli. (2016). Progressive failure analysis in post-buckled CFRP stiffened panel under compression loading. Proceeding. ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials Munich, Germany, 26-30th June 2016, Munich, Germany.
- N. Bouslama, S. Jazouli and A. Maslouhi (2015). Comparative Study of different modeling approaches for skin stringer delamination growth under post buckling deformations. 62nd CASI Aeronautics Conference and AGM 3rd GARDN Conference, Montreal.

Communication:

- N. Bouslama, A. Maslouhi and A. Desrochers. JER (2015). Characterization of fatigue crack propagation in aluminium structures. JER 2015-REGAL, Chicoutimi, Canada.
- N. Bouslama, A. Maslouhi, N. Quaegebeur, P. Masson and A. Desrochers. JER (2016). Étude du comportement mécanique et développement d'une approche d'inspection dans un assemblage hybride Aluminium-Composite-Titane. (Prix AluQuébec)

Rapports techniques :

Rapport de stage Mitacs chez Bombardier aéronautique (automne 2013) : ASM-SHM-000-2013-XXX, summary of metallic parts selection for CRIAQ DPHM501 project.

Annexe

PROGRESSIVE FAILURE ANALYSIS IN POST-BUCKLED CFRP STIFFENED PANEL UNDER COMPRESSION

N.Bousslama¹, A. Maslouhi¹, P.Masson¹ and S.Jazouli²

¹Department of Mechanical Engineering, Université de Sherbrooke /2500, boul. de l'Université,
Sherbrooke (Québec) Canada J1K 2R1

Email: Nidhal.Bousslama@Usherbrooke.ca

Email: Ahmed.Maslouhi@usherbrooke.ca, Web Page: <http://www.usherbrooke.ca/gmecanique/>

²Aerostructure and Engineering, Bombardier Aerospace/ 1800 Blvd Marcel Laurin, Montreal (Québec)
Canada H4R1K2

Keywords: Stiffened panel, buckling, postbuckling, progressive damage model, damage tolerance, USERMAT subroutine.

Abstract

Composite materials are now used in the manufacture of efficient aerospace structures as they outperform conventional engineering materials in applications where high specific strength and stiffness are required. Among the main configurations used, stiffened panels are employed in fuselage and wings design. However, in post buckling regime, they exhibit a multitude of damage modes and nonlinear behavior, which require further insight. In this paper, the response of stiffened panels undergoing a static compression load is investigated. A finite-element model is developed based on progressive failure analysis (PFA) and using ANSYS USERMAT subroutine. The damage model was, firstly, compared with experimental results related to simple plate with hole and one single stiffener panel before being applied to two stringers panel. The proposed model shows ability to predict correctly the final strength and to follow main damage modes involved during compression process.

1. introduction

Advanced composite materials like carbon fiber-reinforced polymer (CFRP) offer high potential in terms of weight saving and mechanical properties enhancement. Thanks to these advantages, CFRP is actually widely introduced in the fabrication of principal structure elements (PSE) like wings, fuselage and rudder. On the other hand, the recourse to composite material raises new issues related to their design and behavior during in service life. Indeed, the anisotropic and heterogeneous nature of this material promotes various and complex failure modes, which did not exist before

with conventional isotropic metal alloys. Fiber misalignment, micro buckling, matrix cracking and shear failure are the main damage mechanism observed under compressing loading. These micro damages promote interlaminar disbond and initiate delamination defects between adjacent plies. Delamination was identified in several studies [1-2] as the main common failure mechanism in laminates and may result in important stiffness degradation even for non-visible defects [2]. Therefore, it is crucial to develop adapted analytical and predictive tools taking into account the damage onset and propagation in the early phases of design.

In this study buckling and post-buckling response of stiffened panel is investigated under compression loading. In general, the stiffened panel structures used in fuselages and wings, are sensitive to buckling failure under plane loads. These structures can still carry load even after the appearance of the first buckling signs. In the post-buckling regime, large skin deflections are observed while the stringer remains straight and supports the main part of loading. Taking advantage of this phase means to be able to predict complex non-linear response and take into account the interaction between the different failure modes involved throughout this process. In last few years, several studies were conducted to characterize damage tolerance in composite stiffened panel [1-3]. Although, experimental trials emphasize that the skin-stiffener separation is the main failure mode during buckling phase, the final failure is characterized by the stringer collapse.

Recently, it has become possible to predict damage onset and spread using finite element model in large scale structures. These achievements were made thanks to advanced simulation tools based on linear fracture and damage mechanics [4]. Among the most relevant techniques, one can cite; the virtual crack closure technique (VCCT) [4], the cohesive zone modeling CZM [5] and progressive damage technique which will be used in this study.

2. Progressive damage methodology and failure criteria definition

Progressive failure analysis (PFA) is one of the most efficient tools for damage modeling. This technique offers the possibility to predict damage propagation paths and damage modes based on failure criteria and stress distribution. The principle behind this approach consists in applying a degradation factor and reduce the stiffness of damaged elements following a predefined degradation law. The use of a degradation rule allows to monitor damage progression and count its effects via updating consistently the stiffness matrix.

This method has been successfully implemented in numerous studies where different geometries and loading cases were applied; Chang [6] was among the first, to use this approach on simple 2D laminated plate containing a stress concentration site, then compare analytical strength prediction to numerical one. Shokrieh and Lessard [7] used PFA to predict failure in bolted laminate composite subjected to compressive loading. Olmedo [8] expanded Chang-Lessard criteria by introducing out of plane stress to simulate the damage scenarios in hybrid lap joint.

In literature, different failure criteria are proposed to predict damage modes in laminate structures. The most common used criteria are Hashin [9], Puck [10] and LARC04 [11]. In each criterion, analytic expression related to matrix cracks, fiber breakage and interlaminar defects are defined. For this study, failure criteria proposed by Olmedo [8] and based on Chang-Chang [6] and Shokrieh-Lessard [7] development are used. These criteria combine both the contribution of out of plane stress and the nonlinear shear stress-strain relationship which is expressed by equation (eq.1).

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3 \quad (1)$$

where γ and τ are respectively the strain and stress field and α is an experimental parameter [12].

The adopted failure criteria are expressed by equations (eq.2-4):

1) *Fiber failure:*

Fiber failure criteria take into account the interaction between longitudinal stress, in-plane and out of plane shear stress. The failure occurs when the following criterion is satisfied:

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4}} = 1 \quad \sigma_{11} > 0 \quad (2)$$

where X_T is replaced by X_c if $\sigma_{11} < 0$. Here S_{13} and S_{23} are the out-of-plane shear strength.

2) *Matrix failure:*

In addition to transverse and in plane shear stress, the following failure criterion also considers the contribution of out-of-plane shear stress.

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4}} = 1 \quad \sigma_{22} > 0 \quad (3)$$

where Y_T is replaced by Y_c if $\sigma_{22} < 0$.

3) Delamination

Delamination criterion used in this study is provided by the expansion of the Hashin criterion and considering the non-linear shear stress/strain behavior. The equation is given by

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{13}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha \tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}^2} + \frac{3}{4} \alpha S_{23}^4}} = 1 \quad \sigma_{33} > 0 \quad (4)$$

where Z_T is replaced by Z_c if $\sigma_{33} < 0$.

As failure occurs in a ply of the laminate, the mechanical properties of each material integration point are updated using appropriate degradation parameters as defined in table 1.

Table 1: Degradation rules in different failure modes [13].

Failure mode	E_x	E_y	E_z	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}	\mathbf{u}_{xy}	\mathbf{u}_{yz}	\mathbf{u}_{xz}
Fiber failure	0.14	0.4	0.4	0.25	0.35	0.2	0	0	0
Matrix failure		0.4	0.4	-	-	-	0	0	0
Delamination		0.4	0.4	-	0.2	-	0	0	0

3. USERMAT subroutine and finite element modeling

The progressive damage model defined in previous section has been implemented in ANSYS software using USERMAT subroutine. This approach is deemed advantageous as propose an in-core program far more efficient in term of time computing and result extraction compared to traditional post-processing routine [13]. Compiling the Fortran USERMAT generates an executable file which is called by ANSYS during solution iteration. This custom subroutine

requires, firstly, to establish the constitutive material law between stress and strain field by defining the Jacobin matrix $\frac{\partial \sigma}{\partial \varepsilon}$. Subsequently, for every loading step, the program uses the strain increment to compute the corresponding stress field. Thereafter, the program checks if one of the failure criteria is fulfilled, if it's true, an instantaneous degradation is applied according to the values in (Table 1) and new mechanical properties are defined. For each material integration point the updated properties are stored using state variables at the end of time or load increment.

Updating the stiffness parameters in the global coordinate system, according to the laminate stacking sequence is performed automatically in ANSYS (outside of the USERMAT). In this study, all finite element simulations are performed using 3D layered SOLID 186 element with 20 nodes. These elements provide better assessment of interlaminar stress and offer the possibility to store and show results related to each layer.

4. Model validation

A CFRP test plate with a central hole, proposed by Pietropaoli [13] and a single stiffened panel buckling, and post-buckling investigation provided by Bisagni [3] were two test cases used in order to validate the methodology suggested in this paper.

4.1. Plate with hole under compression loading

In this section, laminated plate containing a circular hole located at the center is modeled. The specimen has 118x38x1.1mm dimensions and [-45/90/45/0]_s stacking with the same material properties as provided in [13]. The plate was modeled in compression using the damage progressive model defined in the previous section until final collapse and the obtained results in terms of load vs displacement curves are illustrated in (fig. 1). Experimental and numerical results exhibit an excellent correlation: the curve slope and the final failure load fit well. In addition, the model demonstrates its ability to predict correctly the deviation from linearity observed around 19 kN. The damage evolution maps obtained using state variable are presented in (fig. 2). The graph shows respectively: fiber, matrix and delamination spread before the final failure. Here, the red area illustrates the zone where the corresponding failure criteria is completely fulfilled; failure index is equal to 1. Figure 2, also displays C-Scan map of the damaged area performed by [13] after the final failure, comparable extension area is observed between delamination criterion and inspection results. We can also notice that the final failure was observed when fibers parallel to

applied load breaks through the plate width. This step is also accompanied with numerical convergence difficulties due to highly distorted elements on both sides of the hole.

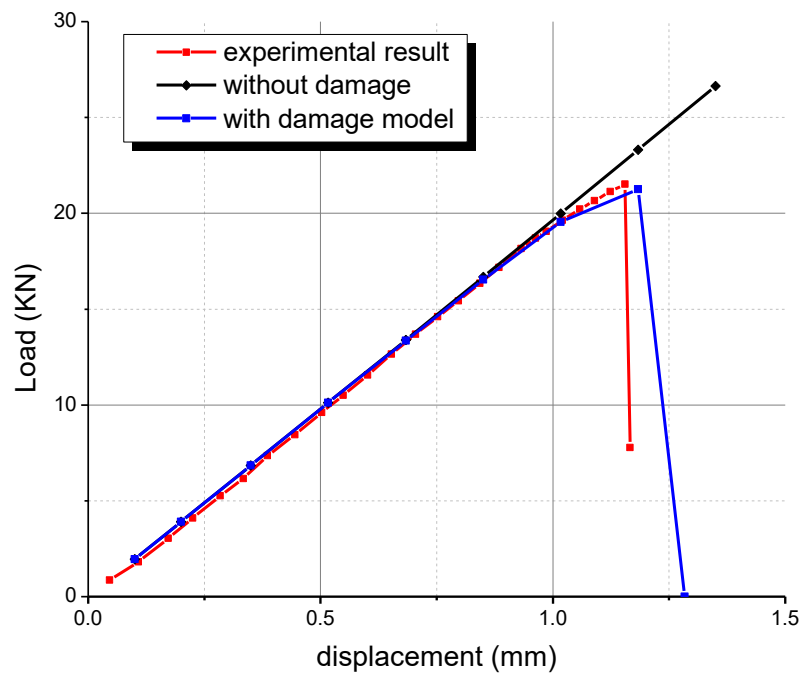
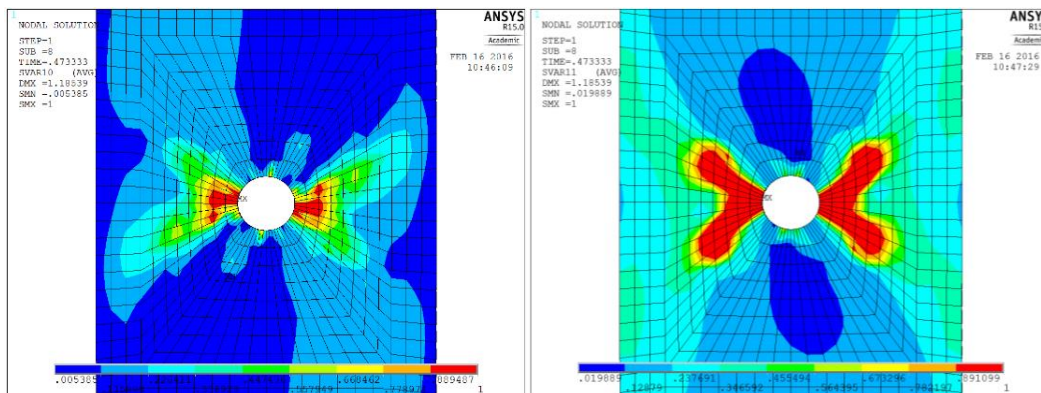


Figure 1: Applied load vs displacement curves.



(a)

(b)

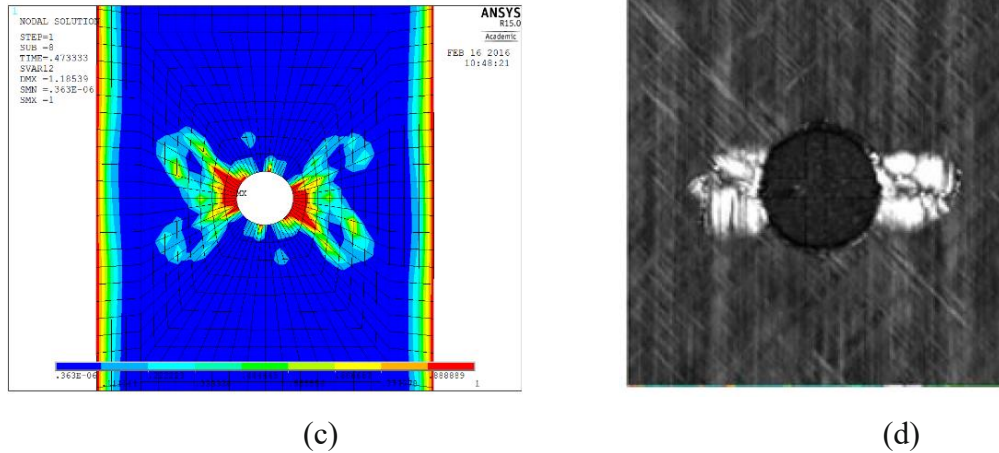


Figure 2: Damage map for respectively: (a) fiber breakage, (b) matrix crack, (c) delamination and (d) C-Scan result [13].

4.2. Investigation of damage mode in single stringer stiffened panel under compression loading

The efficiency of USERMAT as in-core program offers the possibility to study a large-scale structure without computation time compromises, especially when compared to classic simulation methods. In this section validation process was conducted on one single hat-stiffener panel, and results were compared to experimental one provided in [3]. In addition, the virtual crack closure technique VCCT based on displacements and reaction forces from FE results to compute strain energy release rates, was implemented along the flange tip to supply the mode separation required when using a mixed mode fracture criterion.

The studied model is made from IM7/8552 graphite-epoxy material and have the following dimension; 240mm length, 123mm width and 30mm stringer height. The layup sequences respectively for the skin and the flange are defined as follow: $[-45/90/-45/0]_s$, $[-45/0/45/0/45/0/-45]$.

Load-displacement curves presented in (fig. 3) compare experimental and numerical obtained results. The figure shows similar slope in the linear parts until 10 kN which correspond to the apparition of the first buckling mode. Beyond this value and until the final failure load the FE model exhibits softer behavior. This difference could be explained by geometry variation in modeling especially in stiffener corners which are considered as a resin rich area. The skin-stiffener interface behavior could also affect global behavior and causes some numerical inaccuracies.

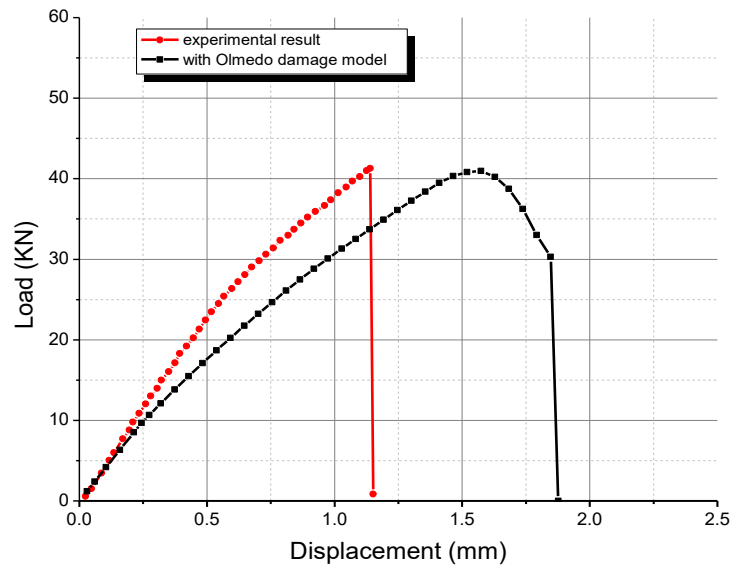
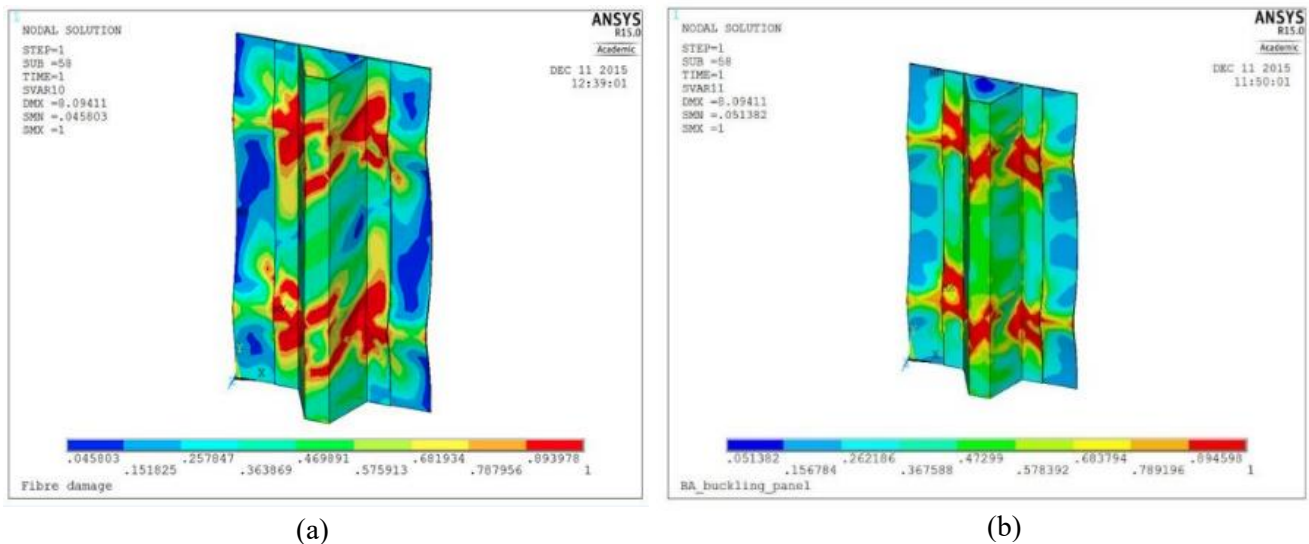
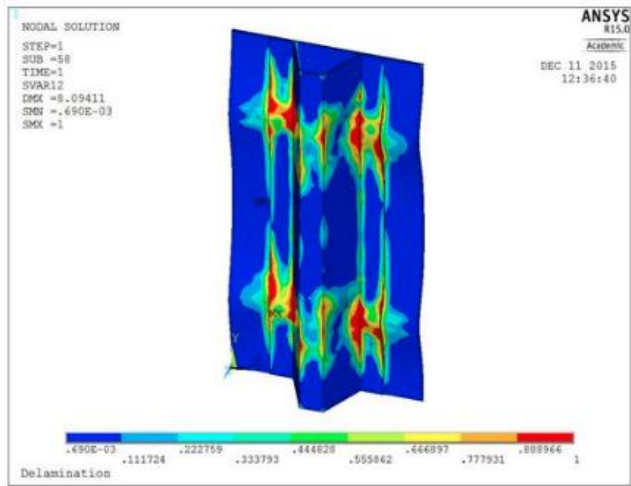


Figure 3: Applied load vs displacement curves

The damage progressive results shown in (fig. 4), highlight the presence of two hot spots corresponding to the area at the maximum out of plane displacement. Indeed, the damage starts at the flange end and located in the interface with the skin. The loading sequences show that delamination was the first criterion to be satisfied closely followed by matrix cracking and fiber breakage. In this case, the damage spreads through the flange from the both sides reaching the top of the stringer before the final failure. The damage map related to three major damage mode prior to the final collapse are illustrated in (fig.4).





(c)



(d)

Figure 4: Post-buckling progressive failure map: (a) fiber breakage, (b) matrix crack, (c) delamination and (d) experimental final failure [3].

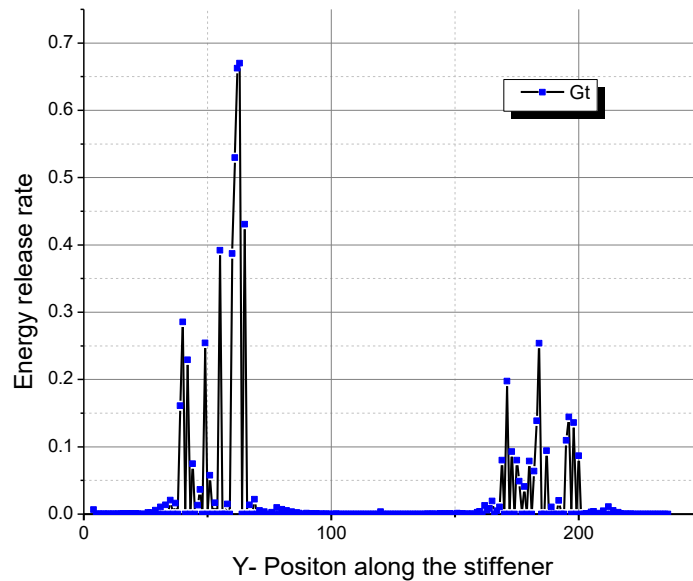


Figure 5: Energy release rate distribution along the stringer at 35kN

Failure initiation and propagation determined by using VCCT are predicted in post buckling region, the results shown in (fig.5) highlight the same critical area identified by progressive damage model. The energy distribution computed along the flange tip shows higher energy values at the maximum out of plane displacement, especially in the bottom region, which seems to be more the critical, and where the experimental failure is observed (fig. 4-d). The VCCT shows also that the

contribution of the first mode G_1 is the most important compared to other modes. This can be explained by the out of plane stress generated by high deflection where the skin tends to peel away from the stiffener and cause delamination onset.

5. Investigation of damage modes in two delta stringers panel

5.1 Geometry definition

In this section, a CFRP stiffened panel with two delta shape stringers provided by our industrial partner is investigated under compression loading. The test panel had 580 mm length by 382mm width and made with unidirectional material Cytec HTS 977-2. The skin consists of 12 plies with symmetric stacking sequence of $[90/45/-45/0/-45/45]_s$ for a total thickness of 1.644mm. The stringers are composed of a 10-ply laminate with a stacking sequence of $[90/45/0/-45/0]_s$ which result of a total thickness of 1.35mm. An axial displacement is applied through a master node coupled to other nodes located at the top of the panel. The bottom edge is completely constrained. The material properties and strength used in this model are presented in (Table 2).

Table 2: Material properties for two delta stringers panel

Mechanical properties	E_{11} (GPa)	$E_{22}=E_{33}$ (MPa)	G_{12} (MPa)	G_{23} = G_{13} (MPa)	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}	
	148	9500	4500	3170	0.3	0.4	0.4	
Strength (MPa)	X_T	X_C	Y_T	Y_C	Z_T	Z_C	S_{12}	$S_{23} = S_{13}$
	2000	1500	50	150	100	253	150	41.5

5.2. Buckling behavior and damage scenario

The different phases of the panel response are illustrated in (fig. 6). Firstly, the structure exhibits a linear response until 40 kN with one single-wave out-of-plane deformation mode along the free edge of the skin. This phase is illustrated by configuration (A). A slight deviation is next observed at 40 kN which corresponds to the apparition of the first buckling mode. This mode affects only the skin and still localized within the area between two stringers. Three, then four half-waves are

observed successively in the middle of the panel and are presented by configuration B and C. By increasing loading, this deflection affects both panel sides around 62kN loading (configuration D). At 138 kN, the first buckling signs affecting the stringer are observed (E), despite this deformation stringer remain stable and still carrying loads. The final step is characterized by stringers collapse at 162 kN, where highly distorted elements are observed in both stringer webs (F).

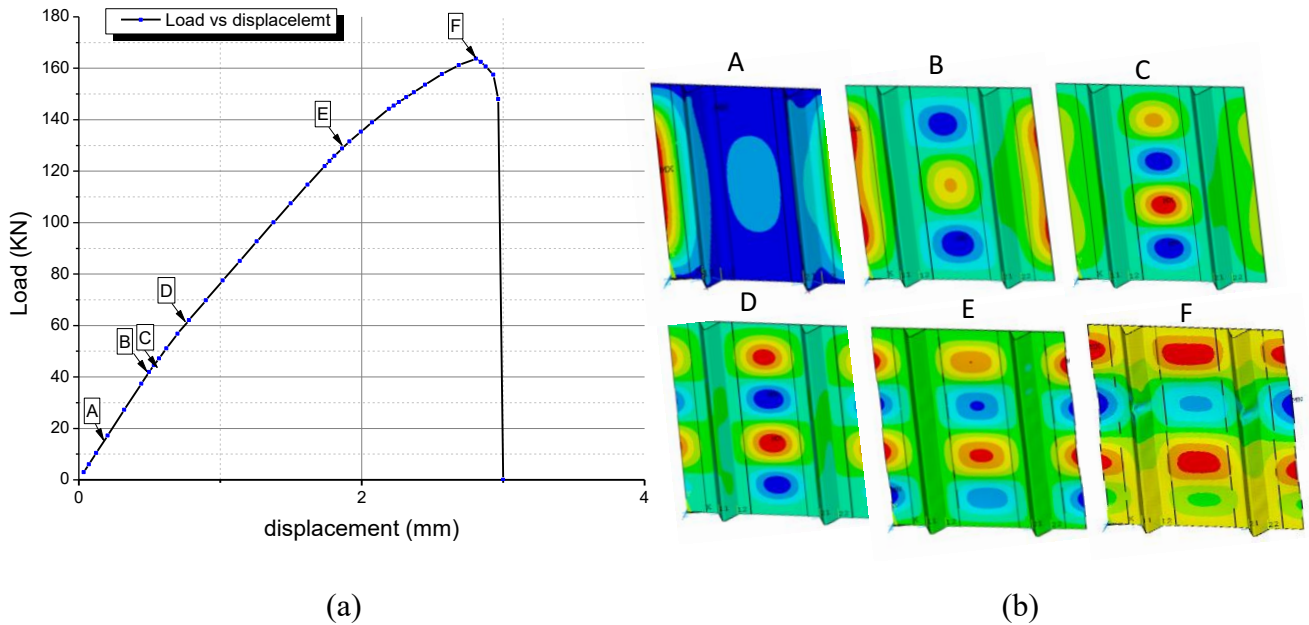


Figure 6: Analysis of two stringer specimen: a) load-displacement curve; b) out-of-plane response.

In this geometry, damage failure is expected to happen in the region with the highest negative displacement located in the middle of the panel. Firstly, matrix cracks were observed just after the point D, matrix damage spreads and alter larger area before the apparition of the first fiber failure. In this case, almost all of fiber failures are still confined to the stiffener zone which provokes the final collapse of the panel. Figure 7 reports the three main failure modes observed in this panel prior the final collapse.

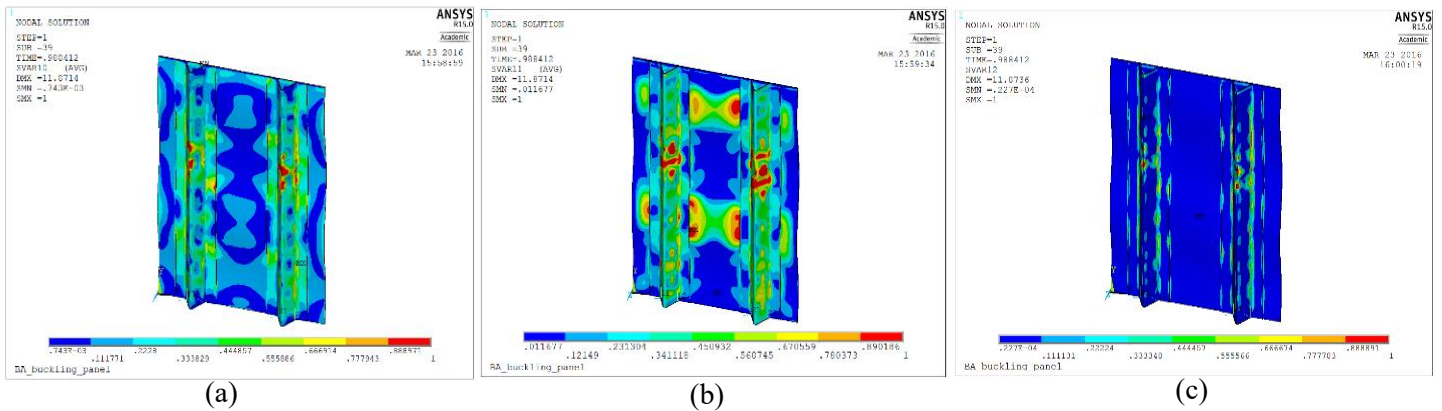


Figure 7: Post-buckling progressive failure map at 162 kN: (a) fiber breakage, (b) matrix cracking and (c) delamination

6. Conclusions

In this study, modeling and numerical prediction of failure modes, such as delamination, matrix cracking and fiber failure occurring in the post buckling stiffened panel was conducted based on progressive failure analysis (PFA). For this aim, an imbedded program using USERMAT subroutine was developed allowing to assess damage evolution and predict the final collapse. The proposed model is based on Olmedo [8] development where damage modes related to matrix, fiber and delamination criteria are examined for every loading step and appropriate degradation rules are applied.

This model was firstly applied with success on one simple plate with hole, where different failure modes were presented, and delamination spread was compared to experimental results. Subsequently, one single stiffener panel was modeled under buckling loading, and the proposed damage model shows that it can reproduce the major damage modes involved throughout this process with good agreement as well as the final failure load despite the shift observed in the curve slope. In the last part of this study, large panel with two delta stiffeners was investigated. Different buckling phases were illustrated then the damage location and sequences are highlighted.

The progressive damage model proposed has shown promising results with efficient computing time for the different study cases. This approach can be considered as a reliable tool for damage tolerance study in large scale structures with complex behavior and various damage mode. Including major failure criteria, the proposed model could predict accurately the global response

and estimate the final strength. It allows a wide understanding of the sequences behind damage mechanism involved throughout failure process which could be a valuable input in design stage.

Future work

This numerical investigation will be supported by experimental tests on two stringer panel using digital image correlation system for displacement and strain mapping. This step will allow a close monitoring of the panel behavior until final collapse and a better validation.

Acknowledgements

The author would like to acknowledge the Consortium of Research and Innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ), Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC), Bombardier Aerospace, L-3 MAS and MITACS for their funding.

References:

- [1] E, Greenhalgh. M. H, Garcia. Fracture mechanisms and failure processes at stiffener run-outs in polymer matrix composite stiffened elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, volume 35, número 12, p. 1447-1458. 2004.
- [2] M. M. Ratwani.: Effect of Damage on Strength and Durability. Rolling Hills Estates, CA 90274-4886 USA.2008.
- [3] C. Bisagni, R. Vescovini and C.G. Dávila: Assessment of the Damage Tolerance of Postbuckled Hat-Stiffened Panels using Single-Stringer Specimens. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*
- [4] K. Ronald: Virtual crack closure technique: History, approach, and applications *National Institute of Aerospace, Hampton, Virginia 23666 Appl. Mech. Rev.* 2004.
- [5] G. Alfano and M.A. Crisfield. “Finite Element Interface Models for the Delamination Analysis of Laminated Composites: Mechanical and Computational Issues”. *International Journal for Numerical Methods in Engineering. Vol. 50. 1701-1736. 2001.*
- [6] F.K Chang and K.Y Chang: A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. *Journal of Composite Materials 21: 834-855. September 1987.*
- [7] M. M. Shokrieh and L. B. Lessard: Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part I: *Modeling Journal of Composite Materials, 34: 1056-1080. July 2000.*
- [8] Á. Olmedo, C. Santiuste: On the prediction of bolted single-lap composite joints. *Composite Structures Volume 94, Issue 6, Pages 2110–2117, May 2012*
- [9] Z. Hashin. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *J Appl Mech; 47(2):329–34. 1980.*
- [10] A. Puck, H. Schürmann. Chapter 3.7 - Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. 2004.
- [11] S. Pinho, C. Davila, P. Camanho, L. Iannucci, P. Robinson. Failure models and criteria for FRP under in-plane or three-dimensional stress states including shear non-linearity. *NASA/TM-213530. 2005.*
- [12] Abaqus Analysis User’s Manual, Simulia; 2011.
- [13] E. Pietropaoli: Progressive Failure Analysis of Composite Structures Using a Constitutive Material Model (USERMAT) Developed and Implemented in ANSYS. *Applied Composite Materials, Volume 19, Issue 3, pp 657-668, June 2012.*

References

- “Abaqus Analysis User’s Manual, Simulia;” 2011.
- Adams, R. D., and P. Cawley. 1989. “Defect Types and Non-Destructive Testing Techniques for Composites and Bonded Joints.” *Construction and Building Materials* 3 (4): 170–83. [https://doi.org/10.1016/0950-0618\(89\)90011-1](https://doi.org/10.1016/0950-0618(89)90011-1).
- Adams, R D, and N A Peppiatt. 1974. “Stress Analysis of Adhesive-Bonded Lap Joints.” *Journal of Strain Analysis* 9 (3): 185–96. <https://doi.org/10.1243/03093247V093185>.
- “AEwin Software User’s Manual.” 2003. Physical Acoustic Corporation. <http://www.mistrasgroup.com/>.
- “AFNOR Nf En 923.” 2016.
- Alfano, G., and M. A. Crisfield. 2001. “Finite Element Interface Models for the Delamination Analysis of Laminated Composites: Mechanical and Computational Issues.” *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 50 (7): 1701–36. <https://doi.org/10.1002/nme.93>.
- Alfano, Giulio. 2006. “On the Influence of the Shape of the Interface Law on the Application of Cohesive-Zone Models.” *Composites Science and Technology* 66 (6): 723–30. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2004.12.024>.
- Alleyne, D.N., and P. Cawley. 1990. “A 2-Dimensional Fourier Transform Method for the Quantitative Measurement of Lamb Modes.” In *IEEE Symposium on Ultrasonics*, 1143–46. IEEE. <https://doi.org/10.1109/ULTSYM.1990.171541>.
- Ambur, Damodar R., Navin Jaunky, and Mark W. Hilburger. 2004. “Progressive Failure Studies of Stiffened Panels Subjected to Shear Loading.” *Composite Structures* 65 (2): 129–42. [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(03\)00153-3](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(03)00153-3).
- Ansar, Mahmood, Wang Xinwei, and Zhou Chouwei. 2011. “Modeling Strategies of 3D Woven Composites: A Review.” *Composite Structures* 93 (8): 1947–63. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.03.010>.
- ANSYS Mechanical User’s Guide*. 2013. Release 15.0 ANSYS, Inc.
- Assler, H. 2006. “Design of Aircraft Structures under Special Consideration of NDT.” *European Conference on NDT*.
- Bai, Ruixiang, Zhenkun Lei, Xiao Wei, Wang Tao, and Cheng Yan. 2017. “Numerical and Experimental Study of Dynamic Buckling Behavior of a J-Stiffened Composite Panel under in-Plane Shear.” *Composite Structures* 166: 96–103. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.01.022>.
- Baker, A. A., L. R. F. Rose, R. Jones, and (Rhys). 2002. *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*. Elsevier. <http://www.sciencedirect.com/science/book/9780080426990>.
- Barré, S., and M.L. Benzeggagh. 1994. “On the Use of Acoustic Emission to Investigate Damage Mechanisms in Glass-Fibre-Reinforced Polypropylene.” *Composites Science and Technology* 52 (3): 369–76. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(94\)90171-6](https://doi.org/10.1016/0266-3538(94)90171-6).
- Barua, A, and K Bose. 2007. “On the Optimum Choices of Cohesive-Zone Parameters Describing Initiation and Propagation of Cracks.” In *ECCOMAS Thematic Conference on Mechanical Response of Composites*. Porto, Portugal.

- Bathe, Klaus-Jürgen, Ekkehard Ramm, and Edward L Wilson. 1975. "Finite Element Formulations for Large Deformation Dynamic Analysis." *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 9 (2): 353–86.
- Beden, S M, Shahrum Abdullah, and A K Ariffin. 2009. "Review of Fatigue Crack Propagation Models for Metallic Components." *European Journal of Scientific Research* 28 (3): 364–97.
- Benmedakhene, S., M. Kenane, and M.L. Benzeggagh. 1999. "Initiation and Growth of Delamination in Glass/Epoxy Composites Subjected to Static and Dynamic Loading by Acoustic Emission Monitoring." *Composites Science and Technology* 59 (2): 201–8. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(98\)00063-3](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(98)00063-3).
- Benzeggagh, M.L., and M. Kenane. 1996. "Measurement of Mixed-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus." *Composites Science and Technology* 56 (4): 439–49. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(96\)00005-X](https://doi.org/10.1016/0266-3538(96)00005-X).
- Bertolini, Julien. 2008. "Contribution à l'analyse Expérimentale et Théorique Des Ruptures de Structures Composites En Post-Flambement Par Décollement de Raidisseurs." Université Toulouse III – Paul Sabatier.
- Bertolini, Julien, Bruno Castanié, Jean Jacques Barrau, and Jean Philippe Navarro. 2008. "An Experimental and Numerical Study on Omega Stringer Debonding." *Composite Structures* 86 (1–3): 233–42. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.03.013>.
- Bertolini, Julien, Bruno Castanié, Jean Jacques Barrau, Jean Philippe Navarro, and Caroline Petiot. 2009. "Multi-Level Experimental and Numerical Analysis of Composite Stiffener Debonding. Part 2: Element and Panel Level." *Composite Structures* 90 (4): 392–403. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2009.04.002>.
- Bisagni, Chiara, and Riccardo Vescovini. 2010. "Assessment of the Damage Tolerance of Postbuckled Hat-Stiffened Panels Using Single-Stringer Specimens." *American Institute of Aeronautics and Astronautics* 48 (2): 495–502. <https://doi.org/10.2514/6.2010-2696>.
- Blázquez, A., J. Reinoso, F. París, and J. Cañas. 2012. "Postbuckling Behavior of a Pressurized Stiffened Composite Panel – Part II: Numerical Analysis. Effect of the Geometrical Imperfections." *Composite Structures* 94 (5): 1544–54. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.12.013>.
- Bouslama, Nidhal, Ahmed Maslouhi, Patrice Masson, and Said Jazouli. 2017. "Progressive Failure Analysis in Post-Buckled CFRP Stiffened Panel under Compression." In *European Conference on Composite Materials (ECCM17)*. Munich (Germany).
- Braisaz-Latille, Paul. 2015. "Suivi et Prédiction de l'initiation de l'endommagement et de La Durée de Vie En Fatigue Dans Un Matériau Composite Tissé Présentant Un Défaut Artificiel de Fabrication Par Le Biais d'une Approche Hybride." Université de Sherbrooke.
- Breuer, Ulf Paul. 2016. *Commercial Aircraft Composite Technology*. Springer International Publishing Switzerland. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-31918-6>.
- Brøndsted, P, H Lilholt, and S I Andersen. 1997. "Fatigue Damage Prediction by Measurements of the Stiffness Degradation in Polymer Matrix Composites." ICFC.
- Brooks, Charlie R., and Ashok Choudhury. 2002. *Failure Analysis of Engineering Materials*. Edited by McGraw-Hill Education. cGraw-Hill Education: New York, Chicago, San Francisco, Athens, London, Madrid, Mexico City, Milan, New Delhi, Singapore, Sydney, Toronto.
- Broughton, W.R., M.R.L. Gower, M.J. Lodeiro, G.D. Pilkington, and R.M. Shaw. 2011. "An Experimental

- Assessment of Open-Hole Tension–Tension Fatigue Behaviour of a GFRP Laminate.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 42 (10): 1310–20. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.05.014>.
- Buckley, Joe, and Plc Sonatest. 2000. “Air-Coupled Ultrasound - A Millennial Review.” 2000. <http://www.ndt.net/article/wcndt00/index.htm>.
- Campilho, R.D.S.G., M.D. Banea, J.A.B.P. Neto, and L.F.M. da Silva. 2013. “Modelling Adhesive Joints with Cohesive Zone Models: Effect of the Cohesive Law Shape of the Adhesive Layer.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 44 (July): 48–56. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2013.02.006>.
- Carmona, Vincent. 2009. “Étude de l’endommagement de Matériaux Composites Par Tomographie X et Émission Acoustique.” Institut National des Sciences Appliquées de Lyon.
- Castaigns, M., and P. Cawley. 1996. “The Generation, Propagation, and Detection of Lamb Waves in Plates Using Air-coupled Ultrasonic Transducers.” *The Journal of the Acoustical Society of America* 100 (5): 3070–77. <https://doi.org/10.1121/1.417193>.
- Castaigns, M., and B. Hosten. 2001. “Lamb and SH Waves Generated and Detected by Air-Coupled Ultrasonic Transducers in Composite Material Plates.” *NDT & E International* 34 (4): 249–58. [https://doi.org/10.1016/S0963-8695\(00\)00065-7](https://doi.org/10.1016/S0963-8695(00)00065-7).
- Castaigns, M., and B. Hosten. 2008. “Ultrasonic Guided Waves for Health Monitoring of High-Pressure Composite Tanks.” *NDT and E International* 41 (8): 648–55. <https://doi.org/10.1016/j.ndteint.2008.03.010>.
- Chang, Fu-kuo, and Kuo-Yen Chang. 1987. “Laminated Composites Containing Stress Concentrations.” *Journal of Composite Materials* 21 (September): 834–55.
- Chang, H, E HAN, J WANG, and W KE. 2009. “Acoustic Emission Study of Fatigue Crack Closure of Physical Short and Long Cracks for Aluminum Alloy LY12CZ.” *International Journal of Fatigue* 31 (3): 403–7. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.08.008>.
- Chen, O., P. KARANDIKAR, N. TAKEDA, and T. KISHI RCAST. 1992. “Acoustic Emission Characterization of a Glass-Matrix Composite.” *Nondestructive Testing and Evaluation* 8–9 (1–6): 869–78. <https://doi.org/10.1080/10589759208952759>.
- Chen, Xin, Jennifer Michaels, and Thomas Michaels. 2015. “A Methodology for Estimating Guided Wave Scattering Patterns from Sparse Transducer Array Measurements.” *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control* 62 (1): 208–19. <https://doi.org/10.1109/TUFFC.2014.006747>.
- Choi, Nak-Sam, Tae-Won Kim, and Kyoung Y. Rhee. 2005. “Kaiser Effects in Acoustic Emission from Composites during Thermal Cyclic-Loading.” *NDT & E International* 38 (4): 268–74. <https://doi.org/10.1016/j.ndteint.2004.09.005>.
- Chowdhury, Nabil M., Wing Kong Chiu, John Wang, and Paul Chang. 2016. “Experimental and Finite Element Studies of Bolted, Bonded and Hybrid Step Lap Joints of Thick Carbon Fibre/Epoxy Panels Used in Aircraft Structures.” *Composites Part B: Engineering* 100: 68–77. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.06.061>.
- Ciampa, F., and M. Meo. 2010. “A New Algorithm for Acoustic Emission Localization and Flexural Group Velocity Determination in Anisotropic Structures.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 41 (12): 1777–86. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.08.013>.
- “Correlated Solution: User Manual Documentation: CSI Application Note AN-221 Merging Coordinate Systems.” 2016. www.correlatedsolutions.com.

- “Correlated Solutions:” 2018. 2018. <http://correlatedsolutions.com>.
- Crivelli, Davide, Mario Guagliano, Mark Eaton, Matthew Pearson, Safaa Al-Jumaili, Karen Holford, and Rhys Pullin. 2015. “Localisation and Identification of Fatigue Matrix Cracking and Delamination in a Carbon Fibre Panel by Acoustic Emission.” *Composites Part B: Engineering* 74: 1–12. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2014.12.032>.
- Crocombe, A.D. 1989. “Global Yielding as a Failure Criterion for Bonded Joints.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 9 (3): 145–53. [https://doi.org/10.1016/0143-7496\(89\)90110-3](https://doi.org/10.1016/0143-7496(89)90110-3).
- Cuadra, Jefferson, Prashanth A. Vanniamparambil, Kavan Hazeli, Ivan Bartoli, and Antonios Koutsos. 2013. “Damage Quantification in Polymer Composites Using a Hybrid NDT Approach.” *Composites Science and Technology* 83: 11–21. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2013.04.013>.
- D5573-99, ASTM. 2012. “Standard Practice for Classifying Failure Modes in Fiber-Reinforced-Plastic (FRP) Joints BT - Standard Practice for Classifying Failure Modes in Fiber-Reinforced-Plastic (FRP) Joints.”
- D5573, ASTM. 2012. “Standard Practice for Classifying Failure Modes in Fiber-Reinforced-Plastic (FRP) Joints.” ASTM International.
- Dang Hoang, T., C. Herbelot, and A. Imad. 2010. “Rupture and Damage Mechanism Analysis of a Bolted Assembly Using Coupling Techniques between A.E. and D.I.C.” *Engineering Structures* 32 (9): 2793–2803. <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2010.04.048>.
- Dang Hoang, T., C. Herbelot, and A. Imad. 2012. “On Failure Mode Analysis in a Bolted Single Lap Joint under Tension-Shearing.” *Engineering Failure Analysis* 24: 9–25. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2012.03.006>.
- Dayal, V, V Iyer, and V K Kinra. 1989. “Ultrasonic Evaluation of Microcracks in Composites’, in Advances in Fracture Research.” In *Proceedings of the Seventh International Conference on Fracture (ICF7)*, edited by Pergamon Press, 291–3330. 20–24 March.
- Dean, SW, BD Davidson, and X Sun. 2006. “Geometry and Data Reduction Recommendations for a Standardized End Notched Flexure Test for Unidirectional Composites.” *Journal of ASTM International* 3 (9): 100285. <https://doi.org/10.1520/JAI100285>.
- Degrieck, Joris, and Wim Van Paepegem. 2001. “Fatigue Damage Modeling of Fibre-Reinforced Composite Materials: Review.” *Applied Mechanics Reviews* 54 (4): 279. <https://doi.org/10.1115/1.1381395>.
- Deng, Jian, Guangming Zhou, Stéphane P.A. Bordas, Chao Xiang, and Deng’an Cai. 2017. “Numerical Evaluation of Buckling Behaviour Induced by Compression on Patch-Repaired Composites.” *Composite Structures* 168 (May): 582–96. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.12.071>.
- Eaton, M.J., R. Pullin, and K.M. Holford. 2012. “Acoustic Emission Source Location in Composite Materials Using Delta T Mapping.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 43 (6): 856–63. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2012.01.023>.
- Edge, E. C. 2004. “Stress-Based Grant-Sanders Method for Predicting Failure of Composite Laminates.” In *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, 140–56. Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-008044475-8/50007-X>.
- Fang, Yiming, Lujun Lin, Hailin Feng, Zhixiong Lu, and Grant W. Emms. 2017. “Review of the Use of Air-Coupled Ultrasonic Technologies for Nondestructive Testing of Wood and Wood Products.” *Computers and Electronics in Agriculture* 137 (May): 79–87. <https://doi.org/10.1016/j.compag.2017.03.015>.

- FAST. 2014. "Airbus Technical Magazine: Flight Airworthiness Support Technology #54," 2014.
- Fazzini, Marina. 2009. "Développement de Méthodes d'intégration Des Mesures de Champs." Institut National Polytechnique de Toulouse.
- Feissel, Pierre, Julien Schneider, Zoheir Aboura, and Pierre Villon. 2013. "Use of Diffuse Approximation on DIC for Early Damage Detection in 3D Carbon/Epoxy Composites." *Composites Science and Technology* 88: 16–25. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2013.08.027>.
- Findlay, S.J, and N.D Harrison. 2002. "Why Aircraft Fail." *Materials Today* 5 (11): 18–25. [https://doi.org/10.1016/S1369-7021\(02\)01138-0](https://doi.org/10.1016/S1369-7021(02)01138-0).
- Forman, R.G., V. Shivakumar, J.W. Cardinal, L.C. Williams, and P.C. McKeighan. 2005. "Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis." *Dot/Faa/Ar-05/15*, no. August: 126.
- Forman, R G, V E Kearney, and R M Engle. 1967. "Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures." *Journal of Basic Engineering* 89 (3): 459–63. <http://dx.doi.org/10.1115/1.3609637>.
- Ge, Dongyun, Yuming Mo, Boling He, Yiting Wu, and Xuzhen Du. 2016. "Experimental and Numerical Investigation of Stiffened Composite Curved Panel under Shear and In-Plane Bending." *Composite Structures* 137: 185–95. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.09.049>.
- Giurgiutiu, Victor. 2003. "Lamb Wave Generation with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring." In , edited by Amr M. Baz, 111. <https://doi.org/10.1117/12.483492>.
- Godin, N., S. Hugué, and R. Gaertner. 2005. "Integration of the Kohonen's Self-Organising Map and k-Means Algorithm for the Segmentation of the AE Data Collected during Tensile Tests on Cross-Ply Composites." *NDT and E International* 38 (4): 299–309. <https://doi.org/10.1016/j.ndteint.2004.09.006>.
- Goland. M, Reissner. E. 1944. "The Stresses Incemented Joints." *J Appl Mech*, no. 66: :A 17–27.
- Grant, L.D.R., R.D. Adams, and Lucas F.M. da Silva. 2009. "Experimental and Numerical Analysis of Single-Lap Joints for the Automotive Industry." *International Journal of Adhesion and Adhesives* 29 (4): 405–13. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2008.09.001>.
- Greenhalgh, Emile, and Manuel Huertas Garcia. 2004. "Fracture Mechanisms and Failure Processes at Stiffener Run-Outs in Polymer Matrix Composite Stiffened Elements." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 35 (12): 1447–58. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2004.05.006>.
- Griffith, A. A. 1921. "The Phenomena of Rupture and Flow in Solids." *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences* 221 (582–593): 163–98. <https://doi.org/10.1098/rsta.1921.0006>.
- Grondel, Sébastien, Christophe Delebarre, Jamal Assaad, Jean-Pierre Dupuis, and Livier Reithler. 2002. "Fatigue Crack Monitoring of Riveted Aluminium Strap Joints by Lamb Wave Analysis and Acoustic Emission Measurement Techniques." *NDT & E International* 35 (3): 137–46. [https://doi.org/10.1016/S0963-8695\(01\)00027-5](https://doi.org/10.1016/S0963-8695(01)00027-5).
- Groot, Peter J. de, Peter A.M. Wijnen, and Roger B.F. Janssen. 1995. "Real-Time Frequency Determination of Acoustic Emission for Different Fracture Mechanisms in Carbon/Epoxy Composites." *Composites Science and Technology* 55 (4): 405–12. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(95\)00121-2](https://doi.org/10.1016/0266-3538(95)00121-2).
- Guitel, Robin. 2015. "Développement d'une Sonde et d'une Méthode Expérimentale Pour La Génération d'ondes Guidées Pures Dans Les Structures Aéronautiques." université de sherbrooke.

- Harris, Bryan. 2003. *Fatigue in Composites : Science and Technology of the Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics*. CRC Press. <http://www.sciencedirect.com/science/book/9781855736085>.
- Hart-Smith, L.J. 2004. “Bolted Joint Analyses for Composite Structures — Current Empirical Methods and Future Scientific Prospects.” In *Joining and Repair of Composite Structures*, 127-127–34. 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959: ASTM International. <https://doi.org/10.1520/STP12588S>.
- Hart-Smith, L.J. 1973. “Adhesive-Bonded Double-Lap Joints.[Analytical Solutions for Static Load Carrying Capacity].”
- Hartikainen, J., P. Hine, J.S. Szabó, M. Lindner, T. Harmia, R.A. Duckett, and K. Friedrich. 2005. “Polypropylene Hybrid Composites Reinforced with Long Glass Fibres and Particulate Filler.” *Composites Science and Technology* 65 (2): 257–67. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2004.07.010>.
- Harvent, Jacques. 2010. “Mesure de Formes Par Corrélation Multi-Images : Application à l’inspection de Pièces Aéronautiques à l’aide d’un Système Multi-Caméras.” université de Toulouse.
- Hashin, Z., and A. Rotem. 1973. “A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials.” *Journal of Composite Materials* 7 (4): 448–64. <https://doi.org/10.1177/002199837300700404>.
- Hoang-Ngoc, Cat Tan, and Eric Paroissien. 2010. “Simulation of Single-Lap Bonded and Hybrid (Bolted/Bonded) Joints with Flexible Adhesive.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 30 (3): 117–29. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2009.12.002>.
- Hua, Yi, Linxia Gu, and Michael Trogdon. 2012. “Three-Dimensional Modeling of Carbon/Epoxy to Titanium Single-Lap Joints with Variable Adhesive Recess Length.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 38: 25–30. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2012.06.003>.
- Irwin, George R. 1947. “Fracture Dynamics.” *Fracturing of Metals*.
- Jamison, RD, K Schulte, KL Reifsnider, and WW Stinchcomb. 1984. “Characterization and Analysis of Damage Mechanisms in Tension–Tension Fatigue of Graphite/Epoxy Laminates. In: Effects of Defects in Composite Materials.” *ASTM STP 836*, 21–55.
- Johnson, WS, ed. 1985. *Delamination and Debonding of Materials*. 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959: ASTM International. <https://doi.org/10.1520/STP876-EB>.
- Jones, R., L. Molent, and S. Pitt. 1999. “Study of Multi-Site Damage of Fuselage Lap Joints.” *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* 32 (2): 81–100. [https://doi.org/10.1016/S0167-8442\(99\)00029-4](https://doi.org/10.1016/S0167-8442(99)00029-4).
- Kanouni, Nassim. 2015. “Développement d’une Méthodologie de Surveillance Basée Sur l’émission Acoustique Pour La Détermination de La Durée de Vie En Fatigue et l’initiation de Propagation d’un Dommage Artificiel Inséré Dans Un Composite à Renfort Tissé.” Université de Sherbrooke.
- Kapidžić, Zlatan, Larsgunnar Nilsson, and Hans Ansell. 2014. “Finite Element Modeling of Mechanically Fastened Composite-Aluminum Joints in Aircraft Structures.” *Composite Structures* 109 (1): 198–210. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.10.056>.
- Kassapoglou, Christos. 2013. *Design and Analysis of Composite Structures*. Oxford, UK: John Wiley & Sons Ltd. <https://doi.org/10.1002/9781118536933>.
- Keller, T. 2015. “Fatigue and Fracture Behavior of Adhesively-Bonded Composite Structural Joints.” In *Fatigue and Fracture of Adhesively-Bonded Composite Joints*, 225–55. <https://doi.org/10.1016/B978-0-85709-806-1.00008-2>.

- Kemppainen, Mika, and Iikka Virkkunen. 2011. "Crack Characteristics and Their Importance to NDE." *Journal of Nondestructive Evaluation* 30 (3): 143–57. <https://doi.org/10.1007/s10921-011-0102-z>.
- Kemppainen, Mika, Iikka Virkkunen, Jorma Pitkänen, Raimo Paussu, and Hannu Hänninen. 2003. "Advanced Flaw Production Method for In-Service Inspection Qualification Mock-Ups." *Nuclear Engineering and Design* 224 (1): 105–17. [https://doi.org/10.1016/S0029-5493\(03\)00078-5](https://doi.org/10.1016/S0029-5493(03)00078-5).
- Kessler, Seth S, S Mark Spearing, and Constantinos Soutis. 2002. "Damage Detection in Composite Materials Using Lamb Wave Methods." *Smart Materials and Structures* 11 (2): 269–78. <https://doi.org/10.1088/0964-1726/11/2/310>.
- Khoramishad, H, A D Crocombe, K B Katnam, and I A Ashcroft. 2010. "Predicting Fatigue Damage in Adhesively Bonded Joints Using a Cohesive Zone Model." *International Journal of Fatigue* 32 (7): 1146–58. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2009.12.013>.
- Kim, Sang-Tae, and You-Tae Lee. 1997. "Characteristics of Damage and Fracture Process of Carbon Fiber Reinforced Plastic under Loading-Unloading Test by Using AE Method." *Materials Science and Engineering: A* 234–236 (August): 322–26. [https://doi.org/10.1016/S0921-5093\(97\)00226-8](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(97)00226-8).
- KOMAI, Kenjiro, Kohji Minoshima, and Toyoshige SHIBUTANI. 1991. "Investigations of the Fracture Mechanism of Carbon/Epoxy Composites by AE Signal Analyses." *JSME International Journal. Ser. I, Solid Mechanics, Strength of Materials* 34 (3): 381–88. https://doi.org/10.1299/jsmea1988.34.3_381.
- Kostopoulos, V, T H Loutas, A Kontsos, G Sotiriadis, and Y Z Pappas. 2003. "On the Identification of the Failure Mechanisms in Oxide / Oxide Composites Using Acoustic Emission." *NDT&E International* 36: 571–80. [https://doi.org/10.1016/S0963-8695\(03\)00068-9](https://doi.org/10.1016/S0963-8695(03)00068-9).
- Kotsikos, G., J. T. Evans, A. G. Gibson, and J. Hale. 1999. "Use of Acoustic Emission to Characterize Corrosion Fatigue Damage Accumulation in Glass Fiber Reinforced Polyester Laminates." *Polymer Composites* 20 (5): 689–96. <https://doi.org/10.1002/pc.10392>.
- Krueger, Ronald. 2009. "Panel Stiffener Debonding Analysis Using a Shell/3D Modeling Technique." *Composites Science and Technology* 69 (14): 2352–62. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2008.12.015>.
- Krueger, Ronald. 2004. "Virtual Crack Closure Technique: History, Approach, and Applications." *Applied Mechanics Reviews* 57 (2): 109. <https://doi.org/10.1115/1.1595677>.
- Krueger, Ronald, Dirk Goetze, and Jonathon Ransom. 2006. "Influence of Finite Element Software on Energy Release Rates Computed Using the Virtual Crack Closure Technique."
- Krueger, Ronald, Pierre J Minguet, and T Kevin O'Brien. 2001. "A Method for Calculating Strain Energy Release Rates in Preliminary Design of Composite Skin/Stringer Debonding under Multiaxial Loading." In *Composite Structures: Theory and Practice*. ASTM International.
- Kundu, Tribikram. 2014. "Acoustic Source Localization." *Ultrasonics* 54 (1): 25–38. <https://doi.org/10.1016/j.ultras.2013.06.009>.
- Lian, Wei, and Weixing Yao. 2010. "Fatigue Life Prediction of Composite Laminates by FEA Simulation Method." *International Journal of Fatigue* 32 (1): 123–33. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2009.01.015>.
- Liu, DeFu, YongJun Tang, and W.L. Cong. 2012. "A Review of Mechanical Drilling for Composite Laminates." *Composite Structures* 94 (4): 1265–79. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.11.024>.

- Liu, P.F., Z.P. Gu, X.Q. Peng, and J.Y. Zheng. 2015. "Finite Element Analysis of the Influence of Cohesive Law Parameters on the Multiple Delamination Behaviors of Composites under Compression." *Composite Structures* 131 (November): 975–86. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.06.058>.
- Llobet, J., P. Maimí, J.A. Mayugo, Y. Essa, and F. Martin de la Escalera. 2017. "A Fatigue Damage and Residual Strength Model for Unidirectional Carbon/Epoxy Composites under on-Axis Tension-Tension Loadings." *International Journal of Fatigue* 103 (October): 508–15. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2017.06.026>.
- Lugo, Marcos, J.B. Jordon, M.F. Horstemeyer, M.A. Tschopp, J. Harris, and A.M. Gokhale. 2011. "Quantification of Damage Evolution in a 7075 Aluminum Alloy Using an Acoustic Emission Technique." *Materials Science and Engineering: A* 528 (22–23): 6708–14. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2011.05.017>.
- Mahmood M. Shokrieh, Larry B. Lessard. 2000. "Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part I: Modeling." *Journal of Composite Materials* 34 (13): 183–205. <https://doi.org/10.1177/07399863870092005>.
- Maslouhi, Ahmed. 2011. "Fatigue Crack Growth Monitoring in Aluminum Using Acoustic Emission and Acousto-Ultrasonic Methods." *Structural Control and Health Monitoring* 18 (7): 790–806. <https://doi.org/10.1002/stc.478>.
- Masmanidis, Iordanis T., and Theodore P. Philippidis. 2015. "Progressive Damage Modeling of Adhesively Bonded Lap Joints." *International Journal of Adhesion and Adhesives* 59: 53–61. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2015.02.001>.
- May, Michael. 2015. "Numerical Evaluation of Cohesive Zone Models for Modeling Impact Induced Delamination in Composite Materials." *Composite Structures* 133 (December): 16–21. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.07.032>.
- Meeks, Charlotte, Emile Greenhalgh, and Brian G. Falzon. 2005. "Stiffener Debonding Mechanisms in Post-Buckled CFRP Aerospace Panels." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 36 (7): 934–46. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2004.12.003>.
- Michaels, J. E., T. E. Michaels, B. Mi, A. C. Cobb, and D. M. Stobbe. 2005. "Self-Calibrating Ultrasonic Methods for in-Situ Monitoring of Fatigue Crack Progression." *AIP Conference Proceedings* 760: 1765–72. <https://doi.org/10.1063/1.1916884>.
- Michaels, Jennifer E., Sang Jun Lee, Anthony J. Croxford, and Paul D. Wilcox. 2013. "Chirp Excitation of Ultrasonic Guided Waves." *Ultrasonics* 53 (1): 265–70. <https://doi.org/10.1016/j.ultras.2012.06.010>.
- Millán, Javier, and Iñaki Armendáriz. 2015. "Delamination and Debonding Growth in Composite Structures." In *Damage Growth in Aerospace Composites*, 63–88. Springer.
- Mo, Yuming, Dongyun Ge, and Jiangfan Zhou. 2015. "Experiment and Analysis of Hat-Stringer-Stiffened Composite Curved Panels under Axial Compression." *Composite Structures* 123: 150–60. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.11.074>.
- Neto, J. A B P, R. D S G Campilho, and L. F M Da Silva. 2012. "Parametric Study of Adhesive Joints with Composites." In *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 37:96–101. Elsevier. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2012.01.019>.
- Newaz, G, and R L Sierakowski. 1995. *Damage Tolerance in Advanced Composites*. Taylor & Francis.
- Ni, Qing-Qing, and Masaharu Iwamoto. 2002. "Wavelet Transform of Acoustic Emission Signals in Failure of Model Composites." *Engineering Fracture Mechanics* 69 (6): 717–28.

[https://doi.org/10.1016/S0013-7944\(01\)00105-9](https://doi.org/10.1016/S0013-7944(01)00105-9).

- O'Brien, T Kevin. 1998. "Composite Interlaminar Shear Fracture Toughness, G IIc: Shear Measurement or Shear Myth?" In *Composite Materials: Fatigue and Fracture: 7th Volume*. ASTM International.
- Ogin, S.L., P. Brøndsted, and J. Zangenberg. 2016. "1 – Composite Materials: Constituents, Architecture, and Generic Damage." In *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*, 3–23. <https://doi.org/10.1016/B978-1-78242-286-0.00001-7>.
- Olmedo, Álvaro, and Carlos Santiuste. 2012. "On the Prediction of Bolted Single-Lap Composite Joints." *Composite Structures* 94 (6): 2110–17. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.01.016>.
- Orifici, A. C., I. Herszberg, and R. S. Thomson. 2008. "Review of Methodologies for Composite Material Modelling Incorporating Failure." *Composite Structures* 86 (1–3): 194–210. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.03.007>.
- Panigrahi, S. K. 2009. "Damage Analyses of Adhesively Bonded Single Lap Joints Due to Delaminated Frp Composite Adherends." *Applied Composite Materials* 16 (4): 211–23. <https://doi.org/10.1007/s10443-009-9087-5>.
- Paris, I L, R Krueger, and T K O'Brien. 2004. "Effect of Assumed Damage and Location on Delamination Onset for Skin-Stiffener Debonding." *Journal of the American Helicopter Society* 49 (4): 501–7.
- Paris, P, and F Erdogan. 1963. "A Critical Analysis of Crack Propagation Laws." *Journal of Basic Engineering* 85 (4): 528–33. <http://dx.doi.org/10.1115/1.3656900>.
- Park, Kyoungsoo, and Glaucio H. Paulino. 2013. "Cohesive Zone Models: A Critical Review of Traction-Separation Relationships Across Fracture Surfaces." *Applied Mechanics Reviews* 64 (6): 060802. <https://doi.org/10.1115/1.4023110>.
- Peng, Tishun, Yongming Liu, Abhinav Saxena, and Kai Goebel. 2015. "In-Situ Fatigue Life Prognosis for Composite Laminates Based on Stiffness Degradation." *Composite Structures* 132 (November): 155–65. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.05.006>.
- Philippidis, T, and A Vassilopoulos. 2002. "Complex Stress State Effect on Fatigue Life of GRP Laminates.Part I, Experimental." *International Journal of Fatigue* 24 (8): 813–23. [https://doi.org/10.1016/S0142-1123\(02\)00003-8](https://doi.org/10.1016/S0142-1123(02)00003-8).
- "Physical Acoustics Corporation." 2019. 2019. <https://www.physicalacoustics.com/>.
- Pietropaoli, Elisa. 2012. "Progressive Failure Analysis of Composite Structures Using a Constitutive Material Model (USERMAT) Developed and Implemented in ANSYS?" *Applied Composite Materials* 19 (3–4): 657–68. <https://doi.org/10.1007/s10443-011-9220-0>.
- Pinho, S. T., C. G. Dávila, P. P. Camanho, L. Iannucci, and P. Robinson. 2005. "Failure Models and Criteria for FRP Under In-Plane or Three-Dimensional Stress States Including Shear Non-Linearity." *Nasa/Tm-2005-213530*, no. February: 68. <https://doi.org/NASA/TM-2005-213530>.
- "Programmer's Manual for Mechanical APDL." 2009. *Knowledge Creation Diffusion Utilization*. Vol. 15317.
- Puck, A., and H Schurmann. 2002. "Failure Analysis of FRP Lamminates by Means of Physically Based Phenomenological Models.Pdf." *Composites Science and Technology* 62 (7): 1633–62. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(96\)00140-6](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(96)00140-6).
- Quaegebeur, Nicolas, Pierre Bélanger, Sylvio Kruger, and Hoon Sohn. 2016. "CRIAQ DPHM 501 Work Package 4 - Test Plan."

- Quaegebeur, Nicolas, Nidhal Bouzlama, Maxime Bilodeau, Robin Guitel, Patrice Masson, Ahmed Maslouhi, and Philippe Micheau. 2017. "Guided Wave Scattering by Geometrical Change or Damage: Application to Characterization of Fatigue Crack and Machined Notch." *Ultrasonics* 73 (January): 187–95. <https://doi.org/10.1016/j.ultras.2016.09.014>.
- Quaegebeur, Nicolas, Patrice Masson, Alain Berry, Cédric Ardin, and Pierre-Michel D'Anglade. 2018a. "Ultrasonic Non-Destructive Testing of Cardboard Tubes Using Air-Coupled Transducers." *NDT & E International* 93: 18–23. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ndteint.2017.09.011>.
- Quaegebeur, Nicolas, Patrice Masson, Alain Berry, Cédric Ardin, and Pierre Michel D'Anglade. 2018b. "Ultrasonic Non-Destructive Testing of Cardboard Tubes Using Air-Coupled Transducers." *NDT and E International* 93 (January): 18–23. <https://doi.org/10.1016/j.ndteint.2017.09.011>.
- Quaresimin, M., and P.A. Carraro. 2016. "4 – Damage Accumulation under Multiaxial Fatigue Loading." In *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*, 61–83. <https://doi.org/10.1016/B978-1-78242-286-0.00004-2>.
- Ratwani, Mm. 2012. "Effect of Damage on Strength and Durability." *Nato Otan* 2: 1–22. [http://lmafsrv1.epfl.ch/botsis/papers on patching/delamination EN-AVT-156-05.pdf](http://lmafsrv1.epfl.ch/botsis/papers%20on%20patching/delamination%20EN-AVT-156-05.pdf).
- Reeder, James R. 2006. "3D Mixed-Mode Delamination Fracture Criteria—an Experimentalist's Perspective." *Damage Compos*, 1–18.
- Reifsnider, Kenneth L, Karl Schulte, John C Duke, and Al Et. 1983. "Long-Term Fatigue Behavior of Composite Materials." In *Long-Term Behavior of Composites*. ASTM International.
- Rheinfurth, M., F. Schmidt, D. Döring, I. Solodov, G. Busse, and P. Horst. 2011. "Air-Coupled Guided Waves Combined with Thermography for Monitoring Fatigue in Biaxially Loaded Composite Tubes." *Composites Science and Technology* 71 (5): 600–608. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2010.12.012>.
- Rheinfurth, Martin, Nils Kosmann, Dorothee Sauer, Gerd Busse, and Karl Schulte. 2012. "Lamb Waves for Non-Contact Fatigue State Evaluation of Composites under Various Mechanical Loading Conditions." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 43 (8): 1203–11. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2012.03.021>.
- Ribeiro, T. E A, R. D S G Campilho, L. F M da Silva, and L. Goglio. 2016. "Damage Analysis of Composite-Aluminium Adhesively-Bonded Single-Lap Joints." *Composite Structures* 136: 25–33. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.09.054>.
- Riccio, A. 2005. "Effects of Geometrical and Material Features on Damage Onset and Propagation in Single-Lap Bolted Composite Joints under Tensile Load: Part II – Numerical Studies." *Journal of Composite Materials* 39 (23): 2091–2112. <https://doi.org/10.1177/0021998305052027>.
- Riccio, A., and L. Marciano. 2005. "Effects of Geometrical and Material Features on Damage Onset and Propagation in Single-Lap Bolted Composite Joints under Tensile Load: Part I – Experimental Studies." *Journal of Composite Materials* 39 (23): 2071–90. <https://doi.org/10.1177/0021998305052026>.
- Roget, J. 1990. "Emission Acoustique. R3200 Techniques de l'Ingénieur."
- Romano, F., F. Di Caprio, B. Auriemma, and U. Mercurio. 2015. "Numerical Investigation on the Failure Phenomena of Stiffened Composite Panels in Post-Buckling Regime with Discrete Damages." *Engineering Failure Analysis* 56: 116–30. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2015.03.012>.
- Rotem, A. 2004. "Prediction of Laminate Failure with the Rotem Failure Criterion." In *Failure Criteria in*

- Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, 298–315. Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-008044475-8/50012-3>.
- Russell, A.J. 1982. “On the Measurement of Mode II Interlaminar Fracture Energies.” Victoria, British Columbia, Canada. <https://doi.org/Report,82-0>.
- Sadowski, T., P. Golewski, and E. Zarzeka-Raczowska. 2011. “Damage and Failure Processes of Hybrid Joints: Adhesive Bonded Aluminium Plates Reinforced by Rivets.” *Computational Materials Science* 50 (4): 1256–62. <https://doi.org/10.1016/j.commatsci.2010.06.022>.
- Sadowski, T., M. Kneć, and P. Golewski. 2010. “Experimental Investigations and Numerical Modelling of Steel Adhesive Joints Reinforced by Rivets.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 30 (5): 338–46. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2009.11.004>.
- Schijve, J. 2003. “Fatigue of Structures and Materials in the 20th Century and the State of the Art.” *International Journal of Fatigue* 25 (8): 679–702. [https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S0142-1123\(03\)00051-3](https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S0142-1123(03)00051-3).
- Schijve, Jaap. 2009. “Fatigue Damage in Aircraft Structures, Not Wanted, but Tolerated?” *International Journal of Fatigue* 31 (6): 998–1011. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.05.016>.
- Schmidt, F., M. Rheinfurth, R. Protz, P. Horst, G. Busse, M. Gude, and W. Hufenbach. 2012. “Monitoring of Multiaxial Fatigue Damage Evolution in Impacted Composite Tubes Using Non-Destructive Evaluation.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 43 (3): 537–46. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.12.002>.
- Seale, Michael D., Barry T. Smith, William H. Prosser, and John E. Masters. 1993. “Lamb Wave Response of Fatigued Composite Samples.” NASA Langley Technical Report Server.
- Seale, Michael D, William H Prosser, and John E Masters. 1994. “Lamb Wave Response of Fatigued Composite Samples.” *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation* 13B: 1261–66. <https://doi.org/20040129654>.
- Seale, Michael D, Barry T Smith, and W H Prosser. 1998. “Lamb Wave Assessment of Fatigue and Thermal Damage in Composites.” *The Journal of the Acoustical Society of America* 103 (5): 2416–24. <https://doi.org/10.1121/1.422761>.
- Sepe, R., A. De Luca, G. Lamanna, and F. Caputo. 2016. “Numerical and Experimental Investigation of Residual Strength of a LVI Damaged CFRP Omega Stiffened Panel with a Cut-Out.” *Composites Part B: Engineering* 102: 38–56. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.07.009>.
- Shen, Gongtian, Zhanwen Wu, and Junjiao Zhang, eds. 2015. *Advances in Acoustic Emission Technology*. Vol. 158. Springer Proceedings in Physics. New York, NY: Springer New York. <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-1239-1>.
- Sherafat, Mohammad H., Robin Guitel, Nicolas Quaegebeur, Larry Lessard, Pascal Hubert, and Patrice Masson. 2016. “Guided Wave Scattering Behavior in Composite Bonded Assemblies.” *Composite Structures* 136 (February): 696–705. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.10.046>.
- Shokrieh, M M, and F Taheri-Behrooz. 2010. “Fatigue Life Prediction of Composite Materials Based on Progressive Damage Modeling.” *Fatigue Life Prediction of Composites and Composite Structures*, 249.
- Silva, Lucas F M da, T N S S Rodrigues, M A V Figueiredo, M F S F de Moura, and J A G Chousal. 2006. “Effect of Adhesive Type and Thickness on the Lap Shear Strength.” *The Journal of Adhesion* 82 (11): 1091–1115. <https://doi.org/10.1080/00218460600948511>.

- Silva Lucas, Lucas F. M. da, and Raul D. S. G. Campilho. 2012. *Advances in Numerical Modelling of Adhesive Joints*. Edited by Springer. New York: Springer Berlin Heidelberg.
- Silversides, Ian, Ahmed Maslouhi, and Gabriel LaPlante. 2013. "Acoustic Emission Monitoring of Interlaminar Delamination Onset in Carbon Fibre Composites." *Structural Health Monitoring: An International Journal* 12 (2): 126–40. <https://doi.org/10.1177/1475921712469994>.
- Siryabe, Emmanuel. 2016. "Evaluation Non Destructive Par Ultrasons de l'adhésion Aux Interfaces de Joints Collés." Université de Bordeaux.
- Skorupa, A., M. Skorupa, T. Machniewicz, and A. Korbel. 2014. "Fatigue Crack Location and Fatigue Life for Riveted Lap Joints in Aircraft Fuselage." *International Journal of Fatigue* 58: 209–17. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2013.01.014>.
- Sridharan, S, and Marcelo F. S. F. de Moura. 2008. *Delamination Behaviour of Composites*. Woodhead Publishing Limited. Vol. 1st editio. <https://doi.org/10.1533/9781845694821>.
- Staszewski, W. J., B. C. Lee, and R. Traynor. 2007. "Fatigue Crack Detection in Metallic Structures with Lamb Waves and 3D Laser Vibrometry." *Measurement Science and Technology* 18 (3): 727–39. <https://doi.org/10.1088/0957-0233/18/3/024>.
- Stelzer, S., S. Ucsnik, and G. Pinter. 2015. "Fatigue Behaviour of Composite Joints Reinforced with Cold Metal Transfer Welded Pins." *International Journal of Fatigue* 81: 37–47. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.06.004>.
- Stéphane Huguet. 2002. "Application de Classificateurs Aux Données d'émission Acoustique : Identification de La Signature Acoustique Des Mécanismes d'endommagement Dans Les Composites à Matrice Polymère." L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon.
- Su, Z. C., T. E. Tay, M. Ridha, and B. Y. Chen. 2015. "Progressive Damage Modeling of Open-Hole Composite Laminates under Compression." *Composite Structures* 122: 507–17. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.12.022>.
- Su, Zhongqing, Lin Ye, and Ye Lu. 2006. "Guided Lamb Waves for Identification of Damage in Composite Structures: A Review." *Journal of Sound and Vibration* 295 (3–5): 753–80. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2006.01.020>.
- Subagio, Bambang. 1987. "Contribution a La Modelisation de l'endommagement de Fatigue En Flexion Dans Les Matériaux Composites Unidirectionnels."
- Sun, C. T., and Jianxin Tao. 2004. "Prediction of Failure Envelopes and Stress/Strain Behavior of Composite Laminates." In *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, 316–33. Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-008044475-8/50013-5>.
- Takeda, Shin ichi, Yuichiro Aoki, and Yosuke Nagao. 2012. "Damage Monitoring of CFRP Stiffened Panels under Compressive Load Using FBG Sensors." *Composite Structures* 94 (3): 813–19. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.02.020>.
- Talreja, R., and Janis Varna. 2016. *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*. Woodhead Pub. <http://www.sciencedirect.com/science/book/9781782422860>.
- Tong, Liyong. 2000. "Bearing Failure of Composite Bolted Joints with Non-Uniform Bolt-to-Washer Clearance." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 31 (6): 609–15. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(99\)00090-1](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(99)00090-1).
- Tsai, Stephen W., and Edward M. Wu. 1971. "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials."

Journal of Composite Materials 5 (1): 58–80. <https://doi.org/10.1177/002199837100500106>.

- Tserpes, K. I., P. Papanikos, and TH. Kermanidis. 2001. “A Three-Dimensional Progressive Damage Model for Bolted Joints in Composite Laminates Subjected to Tensile Loading.” *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 24 (10): 663–75. <https://doi.org/10.1046/j.1460-2695.2001.00424.x>.
- Turon, Albert, Carlos Dávila, Pedro Camanho, and Josep Costa. 2007. *An Engineering Solution for Mesh Size Effects in the Simulation of Delamination Using Cohesive Zone Models*. *Engineering Fracture Mechanics*. Vol. 74. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2006.08.025>.
- Vassilopoulos, A. P. 2015. *Fatigue and Fracture of Adhesively-Bonded Composite Joints*. London: Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering: Number 52.
- Vassilopoulos, Anastasios P., and Thomas Keller. 2011. *Fatigue of Fiber-Reinforced Composites*. Engineering Materials and Processes. London: Springer London. <https://doi.org/10.1007/978-1-84996-181-3>.
- Vijaya Kumar, R. L., M. R. Bhat, and C. R L Murthy. 2013. “Evaluation of Kissing Bond in Composite Adhesive Lap Joints Using Digital Image Correlation: Preliminary Studies.” *International Journal of Adhesion and Adhesives* 42: 60–68. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2013.01.004>.
- Volkersen, O. 1938. “Die Nietkraftverteilung in Zubeanspruchten Nietverbindungen Mit Konstanten Loschongquerschnitten,” no. *Luftfahrtforschung*: 41–47.
- Walker, N., and C. J. Beevers. 1979. “A Fatigue Crack Closure Mechanism in Titanium.” *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 1 (1): 135–48. <https://doi.org/10.1111/j.1460-2695.1979.tb00372.x>.
- Wang, Xichang, Joseph Ahn, Cihan Kaboglu, Long Yu, and Bamber R K Blackman. 2016. “Characterisation of Composite-Titanium Alloy Hybrid Joints Using Digital Image Correlation.” *Composite Structures* 140: 702–11. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.12.023>.
- Wanhill, Russell, Simon Barter, and Lorrie Molent. 2014. “Fatigue Failure Analyses for Metallic Aircraft Components Introduction : Failure Modes and Frequencies.”
- Wimmer, G., W. Kitzmüller, G. Pinter, T. Wettemann, and H.E. Pettermann. 2009. “Computational and Experimental Investigation of Delamination in L-Shaped Laminated Composite Components.” *Engineering Fracture Mechanics* 76 (18): 2810–20. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2009.06.007>.
- Wirdelius, Håkan, and Elena Osterberg. 2000. “SKI Report 00 : 42 Study of Defect Characteristics Essential for NOT Testing Methods ET, UT and RT.” http://www.iaea.org/inis/collection/NCLCollectionStore/_Public/32/010/32010694.pdf.
- Wu, Jiaping. 2015. “Étude Du Comportement En Fatigue Des Composites Tissés et Détermination Des Seuils d’initiation Des Endommagements.” université de sherbrooke.
- Wu, Jiaping, and Ahmed Maslouhi. 2017. “AE Monitoring of Fatigue Damage Growth in Plain Weave Composites with Embedded Flaws.” In *21st International Conference on Composite Materials*.
- “Www.1001crash.Com.”. 2011.
- Zhang, X., F. Bianchi, and H. Liu. 2012. “Predicting Low-Velocity Impact Damage in Composites by a Quasi-Static Load Model with Cohesive Interface Elements.” *The Aeronautical Journal* 116 (1186): 1367–81. <https://doi.org/10.1017/S0001924000007685>.

- Zhang, Y, A Vassilopoulos, and T Keller. 2008. "Stiffness Degradation and Fatigue Life Prediction of Adhesively-Bonded Joints for Fiber-Reinforced Polymer Composites." *International Journal of Fatigue* 30 (10–11): 1813–20. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.02.007>.
- Zhuang, X, and X Yan. 2006. "Investigation of Damage Mechanisms in Self-Reinforced Polyethylene Composites by Acoustic Emission." *Composites Science and Technology* 66 (3–4): 444–49. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2005.07.013>.
- Zimmermann, Rolf, H. Klein, and A. Kling. 2006. "Buckling and Postbuckling of Stringer Stiffened Fibre Composite Curved Panels - Tests and Computations." *Composite Structures* 73 (2): 150–61. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.11.050>.