Université de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse (INSA de Toulouse)

Présentée et soutenue par :
Hamza BOUKABACHE

le lundi 7 octobre 2013

Titre :

Etude et développement d'un noeud piézoélectrique intégré dans un microsystème reconfigurable: applications à la surveillance de "Santé" de structures aéronautiques

---

École doctorale et discipline ou spécialité :
ED GEET : Micro et Nanosystèmes

Unité de recherche :
LAAS-CNRS

Directeur(s) de Thèse :

Jean-Yves Fourniols, Professeur INSA TOULOUSE
Christophe Escriba, MdCF INSA TOULOUSE

Jury :
NOUET Pascal, Professeur Université de Montpellier 2 (Rapporteur)
TANOUGAST Camel, MdCF (HDR) Université de Metz (Rapporteur)

DILHAC Jean-Marie , Professeur INSA, Président du jury
LEMAOULT Yannick, Professeur Ecole des Mines ALBI
BUDINGER Valérie, MdCF ISAE

Soyons reconnaissants aux personnes qui nous donnent
du bonheur ; elles sont les charmants jardiniers
par qui nos âmes sont fleuries.
Marcel Proust

Les travaux présentés dans ce manuscrit ont été réalisés au sein du groupe Nano Ingénierie et Intégration des Systèmes du LAAS-CNRS dans le cadre du projet « DIAGNOSTAT ». Ce dernier s'inscrit dans un programme Aerospace Valley partagé par un consortium regroupant :

- Airbus
- CIRIMAT
- EADS IW
- ENIT
- LAAS-CNRS
- CEA-LIST
- LMP
- LMPM
- NDT EXPERT
- TARMAC AEROSAVE

Je tiens en premier lieu à remercier les personnes qui ont mis en œuvre tous les moyens nécessaires au bon déroulement de ce travail :

- Monsieur Raja CHATILA, ancien directeur du LAAS qui m'a accueilli au sein de cette grande institution.
- Monsieur Jean Yves FOURNIOLS, directeur du groupe N2IS et directeur de thèse qui a encadré mes travaux pendant toutes ces années. Je tiens à exprimer ma profonde gratitude pour son dévouement, ses conseils éclairés, et son suivi.
- Monsieur Christophe ESCRIBA électronicien hors pair, co-directeur de thèse que je remercie très sincèrement pour le temps qu'il m'a accordé et ses compétences scientifiques très rigoureuses.
- Monsieur Sébastien ROLET, Directeur de département chez EADS-IW qui m'a témoigné une grande disponibilité malgré ses responsabilités.

Je remercie tous les membres et ex-membres de l'équipe N2IS ainsi que ceux de mon ancien pôle SHM/HHM pour le climat sympathique dans lequel ils m'ont permis de travailler.

Enfin, les mots les plus simples étant les plus forts, j'adresse toute mon affection à ma famille, et en particulier à mon père qui resta solide quand je doutais et à ma mère qui me fit comprendre que la vie n'est pas systématiquement faite de problèmes résolvables mathématiquement. Naturellement, je n'oublie pas mes proches que je ne nommerai pas, mais qui se reconnaîtront.

à mes parents,
et à tous ceux que je ne nomme pas, mais qui se reconnaîtront.

Table des Matières

Table des Matières

Introduction Générale ---------- **13**

Chapitre 1 : Etat de l'art des solutions de contrôle de santé

1. Introduction ---------- **23**
a. Contrôle de santé de l'humain ---------- 25
b. Contrôle de santé des structures physiques ---------- 26

2. Pourquoi s'intéresser au contrôle de santé de structures aéronautiques 31
a. Structures métalliques ---------- 33
b. Structures Composites ---------- 38
c. Technologies de Contrôle Non destructif ---------- 41

4. Des solutions NDI aux systèmes SHM ---------- **45**
a. Systèmes SHM disponibles ---------- 46
d. Comparatif des solutions :---------- 50

5. Conclusion ---------- **52**

Chapitre 2 : Outils de contrôle de structures aéronautiques par effecteurs piézoélectrique

1. Introduction ---------- **57**

2. Ondes guidées élastiques ---------- **57**
a. Ondes de Lamb ---------- 58
b. Principe de la détection de défauts par ondes de Lamb---------- 65

3. Génération des ondes de Lamb ---------- **66**
a. Principe de transduction ---------- 66
b. Effecteur piézoélectrique ---------- 67
c. Dimensionnement de l'effecteur---------- 70
d. Validations théoriques et expérimentales ---------- 71
e. Interfaçage effecteur/structure ---------- 73
f. Banc de test ---------- 79

4. Conclusion ---------- **80**

Chapitre 3 : Stratégies de diagnostic de défauts sur structures aéronautiques par ondes de Lamb

1. Introduction ---------- **85**

2. Méthodes de détections de défauts par ondes de Lamb ---------- **85**
a. Méthode du pulse-écho ---------- 85
b. Méthode du pitch-catch ---------- 87

3. Application des méthodes de pitch catch et de pulse écho aux structures aéronautiques ---------- **89**
a. Détection de défauts sur structures métalliques ---------- 89

b. Détection de défauts sur structures métalliques ---- 103

4. Conclusion ---- 106

Chapitre 4: Suivi de santé de structures aéronautiques par Impédance électromécanique (IEM)

1. Introduction ---- 111

2. De l'analyse modale classique au diagnostic par impédance ---- 112

a. Principe de la technique IEM ---- 113
b. Avantage de la méthode ---- 116
c. Réalisation pratique de la méthode IEM ---- 117

3. Nouvelle approche de l'IEM ---- 119

a. Principe de la méthode ---- 119
b. Validation expérimentale ---- 121

4. Applications de la méthode ---- 122

a. Détection de délaminages au sein de structures composites ---- 122
b. Détection de décollement au sein de structures composites en nid d'abeille ---- 128

5. Conclusion ---- 132

Chapitre 5: Intégration système des techniques de diagnostic par ondes guidées et impédance électromécanique

1. Introduction ---- 137

2. Problématique de l'intégration ---- 138

3. Intégration des technologies basées sur les ondes guidées ---- 143

a. Approche ---- 143
b. Intégration matérielle ---- 144
c. Intégration logicielle ---- 150
d. Tests sur structures ---- 153

4. Intégration des technologies basées sur l'IEM ---- 154

a. Approche ---- 154
b. Génération des stimuli ---- 156
c. Prototype d'intégration IEM ---- 157
d. Validation expérimentale ---- 160

5. Conclusion ---- 164

Conclusion Générale ---- 169

Publications ---- 173

Bibliographie ---- 175

Annexe 1 ---- 186

Annexe 2 ---- 194

Introduction Générale

Introduction Générale

Dans un marché aéronautique en plein essor, marqué par une croissance rapide du parc d'avions utilisés à travers le monde, de nouvelles problématiques émergent au milieu des difficultés et préoccupations des avionneurs et des compagnies aériennes pour assurer la sécurité de leurs aéronefs et de leurs passagers. En effet, le nombre d'avions atteignant la limite d'âge pour être utilisés en toute sécurité est de plus en plus élevé, comme on peut le voir sur le diagramme de la Figure 1. Leur nombre total est passé brutalement de près 200 appareils en 2006 à près de 6500 en 2013. Pour les seuls avions Airbus, les projections des analystes prédisent une évolution de 50 à près de 400 appareils par an en 30 ans (Cf. Figure 1) ! Leur gestion, dans tous les sens du terme, devient un problème central.

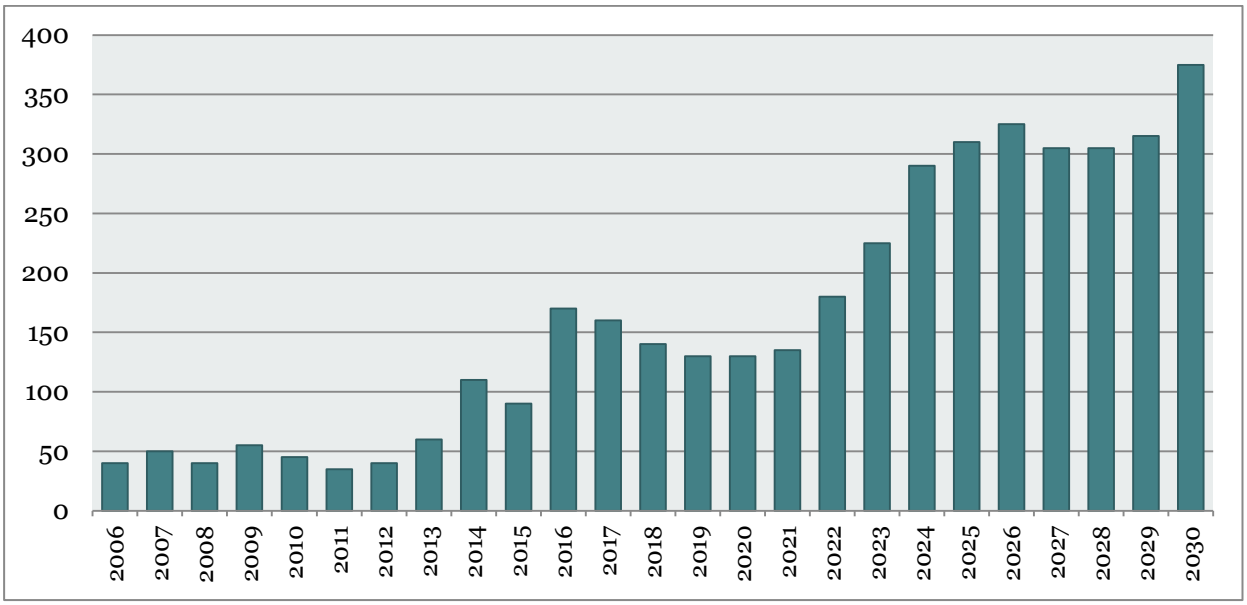


Figure 1: Projections de démantèlements des appareils AIRBUS en limite d'âge **[1]**.

En effet, depuis les années 60, suite à une série de crashs survenus entre 1952 et 1954 sur les tous premiers avions commerciaux turbopropulsés [2], le mot 'sécurité' va acquérir, au fil des ans, un sens technique assez précis pour caractériser le suivi et la fiabilité des équipements et des structures avioniques. Des modules de contrôle ont donc été progressivement introduits pour surveiller l'état des moteurs, de l'hydraulique de commande et de l'électronique embarquée. Cette surveillance s'est faite au détriment de la structure globale qui est restée, jusqu'à nos jours, dépourvue de systèmes fiables de suivi et d'analyse des défauts. La structure d'un aéronef n'est en effet inspectée que cycliquement par des procédures de contrôles non destructives lors de phases de maintenance au sol. Or, de par le mode d'opération de l'avion en vol, certaines zones de la structure sont sujettes à la fatigue, au vieillissement précoce ou à des défaillances dues à une sur-sollicitation d'ordre mécanique ou résultant des conditions de navigation. Ce phénomène est exacerbé par les phases de compression/décompression que subit chaque appareil lors des phases de décollage et d'atterrissage. Par exemple, on sait que le différentiel de pression normalement subit par un avion, conduit à une sollicitation accrue des rivets de maintien et des jonctions entres pièces ou sous-structures. Comme on peut le voir sur l'exemple de l'A350 de la Figure 2, d'autres zones localisées près du mat moteur peuvent subir de très fortes contraintes de température. La conjugaison de ces effets n'est pas simple à prévoir et ses conséquences peuvent être importantes en termes de durée de vie de l'aéronef ou, pire encore, en sécurité de navigation.

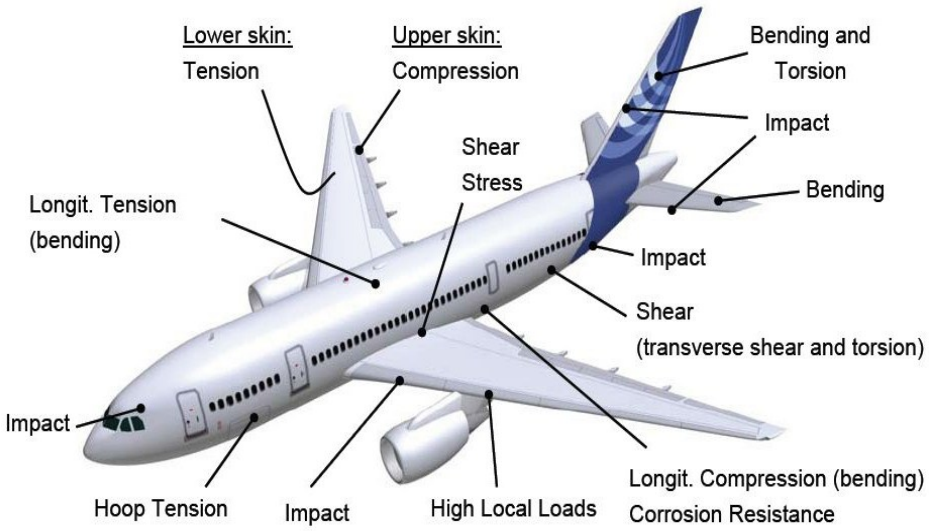


Figure 2 : Exemple de zones sensibles à surveiller sur un Airbus A350 **[1].**

Par ailleurs, l'évolution de la règlementation relative aux produits en fin de vie (sur une période donnée), associée à une prise de conscience et au sens des responsabilités des entreprises sensibles à des problématiques d'écologie industrielle, ont donc conduit ces dernières années à la création d'une activité de démantèlement et de recyclage d'aéronefs.

D'un point de vue industriel, cette activité englobe la prise en mains de techniques et processus liés aux trois domaines suivants :

- matériaux et appareillages recyclables ;
- pièces d'avions réutilisables comme pièces de rechange ;
- examens et contrôles poussés sur l'état et le vieillissement structurel des avions.

Par conséquent, que ce soit pour des avions en fin de cycle de vie ou de ceux en exploitation, la connaissance la plus précise possible des contraintes de leur fonctionnement et leur maintien dans de bonnes conditions de vol, est une activité qui prend de plus en plus d'importance.

Ainsi, en vue d'assurer une maintenance et une fiabilité les plus parfaites possibles, les constructeurs et compagnies aériennes mettent en place des procédures qui devraient leur permettre de cibler les principales zones critiques ou sensibles à surveiller.

Des modèles prédictifs établis par les avionneurs permettant d'évaluer les marges de sécurité supposées garantir l'intégrité de la structure ont été mis au point dans les années 1970. Dans la pratique ces modèles manquent souvent de données tangibles sur le vieillissement des matériaux ou leurs tolérances à la fatigue. Ainsi l'examen de l'A380 a montré, 5 ans

seulement après son premier vol commercial en 2007, des microfissures aux niveaux des équerres des ailes. L'Agence Européenne de Sécurité Aérienne (EASA) a alors réagi rapidement en immobilisant la flotte et en ordonnant une inspection générale à la charge d'Airbus de tous les A380 déjà livrés ; ce qui couta à l'avionneur plus de 250 M€.

De plus, la complexification des structures aéronautiques due à l'introduction de matériaux composites sensés abaisser le poids des avions a provoqué l'apparition de nouveaux défauts, qu'on peut difficilement diagnostiquer par les approches visuelles classiques. Ainsi, sachant que depuis le milieu des années 70, l'intégration des matériaux composites au sein des structures aéronautique a suivi une très forte évolution passant de 5% du poids de la structure dans le cas de l'A300 à plus de 40% quatre décennies plus tard avec l'A350, il devient crucial d'étudier le vieillissement structurel de ces matériaux. En effet, leur comportement complexe face aux agressions extérieures pose une question de sécurité fondamentale : comment suivre l'état de santé de larges structures complexes en matériaux hétérogènes sans recourir à une longue immobilisation au sol et à des examens nécessairement lourds et coûteux ?

D'un autre coté, le recyclage des matériaux et la réutilisation de pièces aéronautiques issues du démantèlement des avions est un problème étudié depuis plusieurs années. Il peut faire partie intégrante de la problématique générale de la sureté et fiabilité des structures composant les aéronefs et de leur fonctionnement en termes de coût et maintenance. C'est pourquoi il devient important non seulement de surveiller et contrôler les zones critiques d'un avion, mais également l'intégrité des pièces (de recyclage ou pas) le composant. Dans cet objectif, il est crucial de mettre au point des méthodes et techniques de détection de zones endommagées (ou potentiellement endommageables) et d'en analyser la portée et les conséquences éventuelles.

Le LAAS/CNRS est confronté aux problématiques de suivi de contrôle de santé de structures aéronautiques depuis une dizaine d'année. S'inspirant de l'expérience acquise en fiabilité des composants électroniques et microsystèmes, le laboratoire a piloté une première expérience validée par le développement d'une boite noire encastrée au sein de pâles de l'A400M servant au suivi de santé des hélices [3]. Ces premiers travaux ont été étendus au suivi de structures fixes par intégration de microsystèmes [4].

Notre travail s'inscrit dans cette dynamique de recherche et il porte principalement sur le suivi de 'santé' des structures d'aéronefs. Couplée à un besoin fondamental de fiabilité, la connaissance fine des mécanismes de contrôle et suivi de défauts est devenue indispensable au vu de la complexité croissante des structures aéronautiques. Dans notre approche, l'intégration d'une solution capable de rapporter rapidement l'état d'endommagement d'une

zone d'avion devrait permettre de sécuriser les appareils de vol, ainsi que de retracer, si besoin, l'évolution de chaque pièce.

La majeure partie de notre travail aura donc comme finalité principale de permettre d'assurer un suivi permanent de la 'santé' de structures d'aéronefs, en particulier celles de zones identifiées comme critiques. Par ailleurs, et au-delà du suivi dynamique des avions, l'approche utilisée permettra d'adapter les méthodes et techniques à la mise au point d'outils de contrôle de pièces démantelées et potentiellement réutilisables. En effet, ces dernières, obtenues sur le marché de l'occasion pour des avions de vieilles séries, rencontrent des problèmes d'obsolescence suite à la fermeture des chaines de productions. Cette pénurie de pièces de rechanges constitue d'ores et déjà un problème que les avionneurs tels qu'Airbus essayent d'anticiper. Face à la recrudescence de ce besoin, plusieurs pièces d'origines douteuses ont été mises sur le marché et validées par des documents d'accompagnement falsifiés ainsi que des marquages endommagés ou rendus illisibles. Ainsi l'une des problématiques au centre de ce travail s'inscrit dans ce cadre ; elle devrait proposer des pistes de réflexion et d'action permettant de disposer d'un protocole précis et d'une méthodologie sécurisée applicables à ces pièces.

Les objectifs principaux de ce travail de thèse sont :

- la mise au point d'une méthodologie scientifique permettant d'établir un diagnostic précis en utilisant des techniques d'inspections locales de contrôle non destructif basées sur un réseau de capteurs/actionneurs. La connaissance des mécanismes physiques de défaillances devra permettre d'extraire des 'signatures' uniques, témoins de l'état de santé des structures instrumentées. Cette approche associe à une étude théorique, des moyens d'investigation et des résultats d'expérimentations acquis dans les conditions d'usage des zones ciblées. Par une démarche d'évaluation unique, les données résultant de l'exploitation de mesures in-situ permettront, par une approche statistique, d'aboutir à une estimation de dégradation de chaque structure instrumentée.
- permettre d'extraire une 'signature' d'un défaut ou endommagement grâce au suivi et à l'analyse de mesures résultant de l'utilisation de grandeurs physico-électriques telles que la propagation d'ondes guidées élastiques et l'étude pseudo-modale basée sur l'IEM (Impédance Electromécanique) des capteurs liés à la structure.

Pour réaliser ces objectifs, nous avons adopté la démarche suivante :

- conception et développement d'un effecteur réversible (Capteur/Actionneur) servant à la génération d'ondes guidées et à l'étude pseudo modale. L'acronyme pseudo est

choisi pour différencier notre méthode à celles classiquement utilisées dans l'aéronautique. Cette conception prendra en compte l'étude de l'interfaçage effecteur/structure ainsi qu'une optimisation du dimensionnement de l'actionneur.

- exploration des interactions ondes de Lamb/structures et étude de leurs modes de propagation/dispersion pour des détections à longues distances ;
- utilisation d'une méthode dite d'impédance électromécanique pour des détections à faibles distances et géométries complexes.
- intégration des deux techniques de diagnostic par un système reconfigurable liant les deux approches en une instrumentation constituant un microsystème autonome en analyse.

Le mémoire de thèse sera structuré en cinq parties :

Chapitre 1 : Etat de l'art
Chapitre 2 : Théorie des ondes de Lamb et développement capteur
Chapitre 3 : Validation de l'approche de diagnostic par ondes de Lamb
Chapitre 4 : Validation de l'approche de détection par IEM
Chapitre 5 : Intégration matérielle

Dans le premier chapitre, nous présentons une définition générale du contrôle de santé des structures avioniques et un bref historique de l'évolution des techniques qui lui sont rattachées. On constatera que, suivant la nature de la structure, fixe ou mobile, en métal ou composite, la méthodologie du diagnostic sera très différente. Nous mettrons plus particulièrement l'accent sur les structures fixes aéronautiques en nous focalisant sur les deux types de familles de matériaux utilisés, à savoir les alliages métalliques et les matériaux composites. Pour pouvoir construire un outil de diagnostic fiable, il sera fondamental d'identifier les différents dommages pouvant survenir sur chaque type de matériau, avant de les corréler aux mécanismes possibles de défaillance. Le modèle visé devrait permettre de combiner des données comportementales/environnementales avec des résultats de mesures sur des structures réagissant à différents stimuli. La nature de ces derniers sera détaillée, classifiée et ordonnée par nature physique. La présentation des solutions SHM se focalisera sur les approches de contrôle non destructifs telles que les ultra-sons, les courants de Foucault, les ondes guidées élastiques, les rayons X … Chaque technique sera étudiée avant d'être comparée aux autres, tant en en termes d'encombrement, de résolution de détection, de spectre d'identification que de consommation énergétique.

Le chapitre 2 sera consacré à la théorie des ondes de Lamb et au dimensionnement d'un capteur basé sur leur détection. Apres une courte présentation des ondes guidées, nous focaliserons notre étude sur leur utilisation en tant qu'outil de détection de défauts sur des

structures. Nous y décrirons la démarche qui, en passant par le choix des piezo, nous a permis d'aboutir à la conception d'un banc de test et à sa réalisation, grâce auquel nous avons pu vérifier la pertinence de nos choix.

La validation de cette approche fera l'objet du chapitre 3. Nous y décrirons les différentes méthodes de diagnostic de structures basées sur les ondes de Lamb. Ainsi, après une description générale des 3 techniques (pulse-écho, triangulation, et pitch-catch) utilisées pour détecter des défauts, nous les appliquerons aux structures aéronautiques. Nous montrerons alors que, selon la nature physique des matériaux qui les constituent, une discrimination devra être introduite tant pour les défauts que pour les techniques susceptibles de les détecter.

Dans le chapitre 4, nous introduirons une technique dite de l'Impédance Electromécanique (IEM) qui est complémentaire des techniques basées sur les ondes de Lamb. L'étude théorique qui y sera développée montrera la corrélation directe qui peut être établie entre une mesure d'impédance complexe d'un effecteur piézoélectrique et l'état de 'santé' de la structure sur laquelle il est collé. Un banc de test, basé sur la détection de défauts par IEM, permettra de valider l'approche. La démarche conceptuelle et le protocole expérimental utilisés sur des échantillons de structures en aluminium, puis sur des structures complètes d'aéronefs, seront présentés et analysés en fonction de la qualité et de la taille des défauts.

La synthèse des techniques basées sur les mesures d'impédance IEM et des ondes de Lamb fera l'objet du chapitre 5. Leur complémentarité pour la détection de défauts, sur des surfaces de structures de tailles différentes, sera mise en valeur. Nous montrerons l'intérêt de les associer pour en faire une solution originale permettant d'initier une démarche cohérente pour la détection de différents types de défauts. L'intégration matérielle y sera décrite en vue d'assurer des fonctions de reconfigurabilité des systèmes afin de réaliser le diagnostic le plus précis et fiable possibles. Nous passerons en revue les différentes solutions d'intégration et proposerons une démarche allant de l'architecture des effecteurs au conditionnement et à la transmission des signaux et informations. Une nouvelle vision de l'électronique de détection de défauts, permettant une instrumentation « universelle » de capteurs à travers une combinaison de circuits numériques/analogiques reconfigurables à entrés/sorties versatiles, sera clairement démontrée.

Chapitre 1 :

Etat de l'art des solutions de contrôle de santé (SHM)

Sommaire :

1. Introduction ---------- 23
a. Contrôle de santé de l'humain ---------- 25
b. Contrôle de santé des structures physiques ---------- 26

2. Pourquoi s'intéresser au contrôle de structures aéronautiques ---------- 31
a. Structures métalliques ---------- 33
b. Structures Composites ---------- 38
c. Technologies de contrôle non destructives ----------41

4. Des solutions NDI aux systèmes SHM---------- 45
a. Systèmes SHM disponibles ---------- 46
d. Comparatif des solutions :---------- 50

5. Conclusion---------- 52

1. Introduction

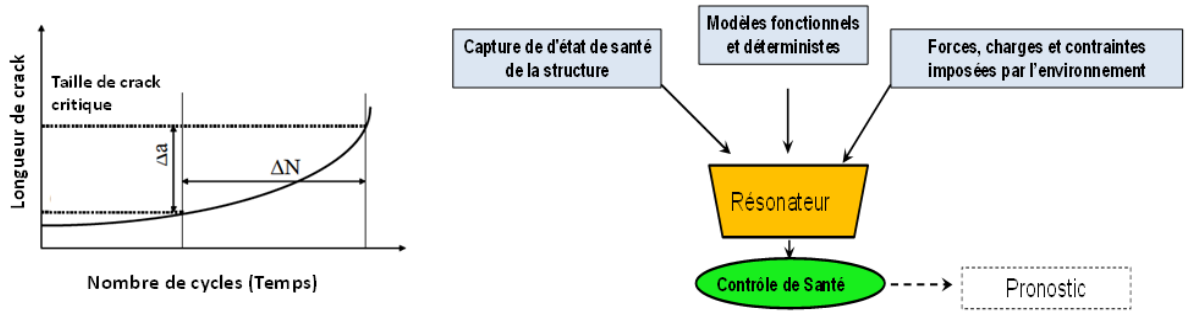
Le développement important de l'électronique embarquée couplé aux exigences de sécurité et de confort a mené à l'émergence de systèmes de surveillance de santé pour les personnes et les biens. Dans le premier cas, on essaye soit de détecter des anomalies comportementales, témoins d'un changement physiologique par fusions de capteurs embarqués dans l'habitat, soit d'effectuer un suivi des signes vitaux par capteurs physiologiques à même le corps humain. Dans le second cas, la complexité et la diversité des matériaux utilisés en génie-civil, aéronautique… impose un contrôle répété et soutenu de leur comportement et de surveiller leur intégrité.

Dans les deux cas, le diagnostic dit de 'santé' se fonde sur l'étalonnage d'un modèle utilisé comme référence pour un diagnostic différentiel. Ce principe peut être utilisé pour le «monitoring» continu de structures inertes et on parle alors de SHM pour Structural Health Monitoring.

De par la diversité des structures, il est difficile d'associer une définition unique et universelle à la SHM. Néanmoins, il est possible de qualifier tout système SHM [2] par un ensemble de capteurs et d'actionneurs capables de détecter et de mesurer par des techniques non intrusives les contraintes et défauts que subit la structure hôte. De façon plus large, il devrait pouvoir quantifier, localiser et si possible, prédire une défaillance.

Cette définition très générale a le mérite de souligner deux points majeurs ; un système SHM doit être capable de :

- Surveiller un ou plusieurs paramètres critiques qui peuvent influer sur la « santé » de la structure. Ces derniers peuvent être de nature physique comme la température, la pression, les contraintes mécaniques etc…, ou liés à la fonctionnalité de la structure : milieux corrosifs, frottements, lubrifications etc…
- Détecter, localiser ou prédire un endommagement. La prédiction n'est quant à elle n'est possible que s'il y a compréhension du processus physique surveillé. Par exemple, dans le cas d'un crack au sein d'une structure métallique, s'il est possible de modéliser empiriquement l'évolution de taille (CF.Figure 3) , le système SHM sera capable de faire du diagnostic ainsi que du pronostic ; une quantification de la durée de vie de la structure devient alors possible.



(a) (b)

Figure 3 : (a) Evolution temporelle de la taille d'un crack basée sur une étude empirique (b) Système SHM déterministe complet

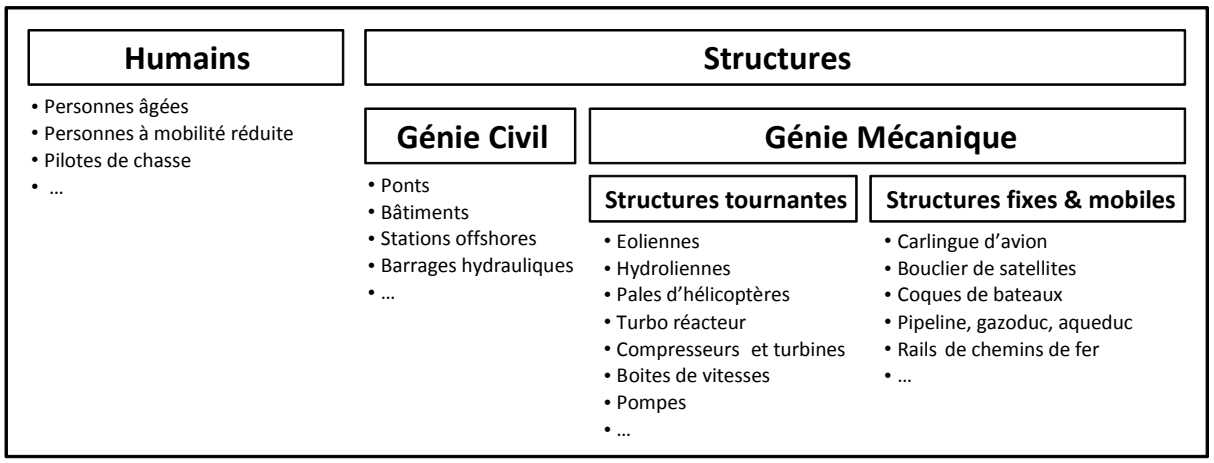


Figure 4 : Synoptique du spectre des applications du contrôle et supervision de santé.

Comme le montre la Figure 4, le Health Monitoring englobe plusieurs domaines d'application:

- La santé humaine
- Les structures de génie civil
- Les structures mécaniques.

Du point de vue de la SHM, les dernières citées se divisent en deux domaines :

- Les structures tournantes parmi lesquelles on peut citer les éoliennes, les pales d'hélicoptère ou d'avions (type Transall) , les boites de vitesse, les machines-outils…
- Les structures fixes qui englobent toutes les constructions critiques à fort facteur de contraintes ou de fatigue.

Chacune de ces familles dispose de son propre système de surveillance, avec parfois des recouvrements et applications croisées.

Pour une meilleure compréhension des systèmes de surveillances de santé, nous allons faire une présentation rapide et succincte de chaque axe d'applications listé dans la Figure 4.

a. Contrôle de santé de l'humain

Favorisée par l'essor que connait la domotique, la surveillance des biens et des personnes a connu ses premiers balbutiements en 1979 [5]. L'utilisation des premiers capteurs infrarouges a permis en effet de surveiller les comportements et les habitudes de vie d'un habitant sans recourir à des caméras [6]. Ce système, très basique, était originellement utilisé pour analyser et diagnostiquer des comportements à risques chez les personnes âgées ou à mobilité réduite, avant d'être utilisé pour la surveillance d'intrusions.

Les récents développements menés par le LAAS-CNRS [7] [8] ont fait évoluer le concept vers les systèmes portés dits vêtements intelligents et maison intelligente assistée par robot anthropomorphe [9] [10]. Le schéma de la Figure 5 permet d'avoir une vision synthétique de la portabilité des systèmes et capteurs distribués portés et/ou utilisés par une personne sous surveillance [7] .

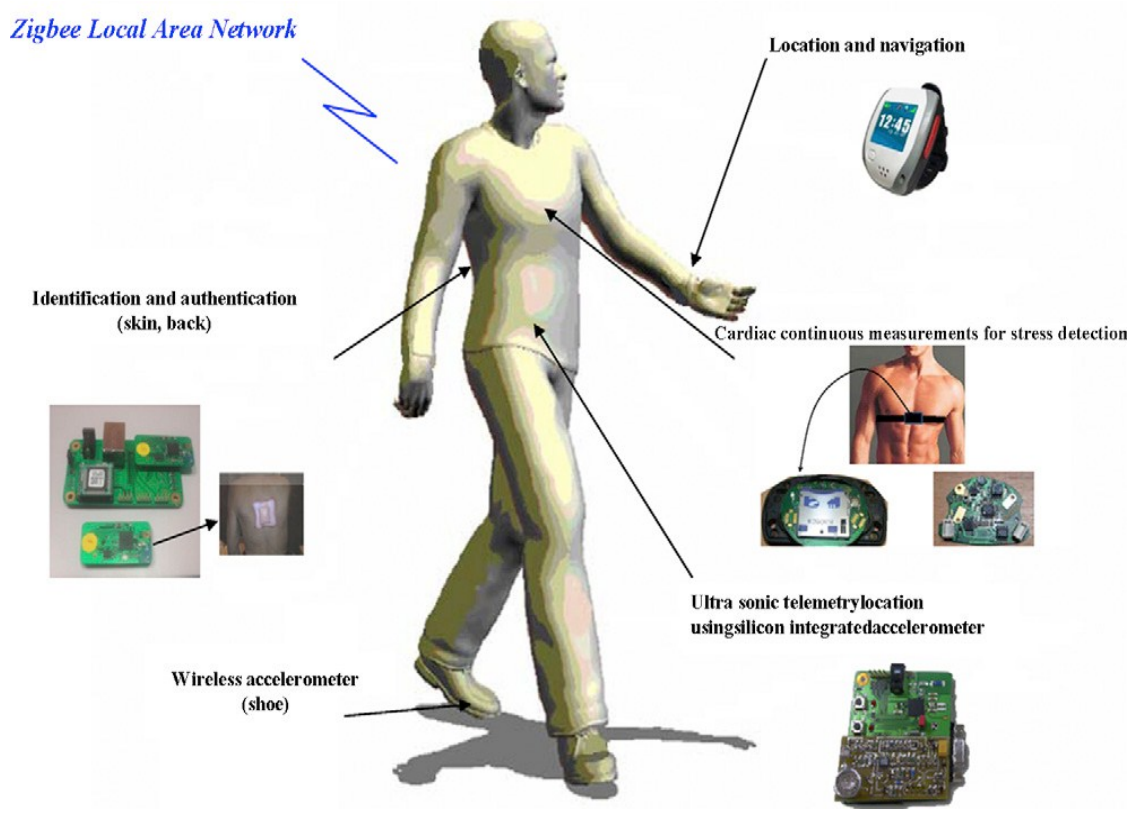


Figure 5 : Schéma des technologies portables de surveillance de personnes développées au LAAS.

b. Contrôle de santé des structures physiques

Suivant la nature de la structure à surveiller et la fonction qu'elle assure, le système SHM sera différent. Il est donc nécessaire d'étudier chaque cas et de lui appliquer une ou des solutions spécifiques selon la finalité assurée. A titre d'illustration, nous proposons l'examen de solutions appliquées aux domaines du génie-civil et de l'aéronautique.

i. Génie-civil et construction

Remonter à l'origine de la SHM en Génie Civil n'est pas chose aisée. L'inspection visuelle associée à l'inspection au marteau par différentiation de sons est appliquée depuis les toutes premières constructions. On estime que la SHM en Génie Civil a réellement pris son essor dans les années 1950 à la suite du développement des premiers enregistreurs électroniques sur bande magnétique [11].

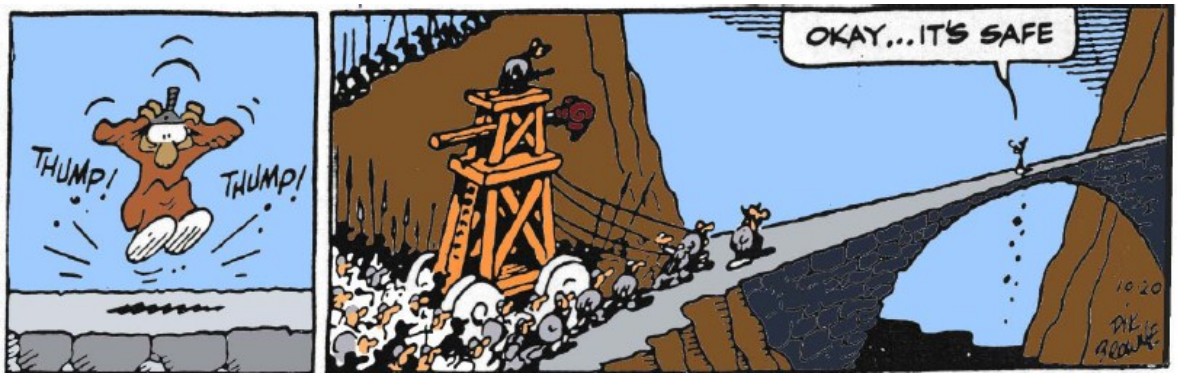


Figure 6 : Illustration du contrôle SHM de bâtiments et ouvrages d'art (vue d'artiste)

Avant cela, l'attention de la communauté du génie civil se focalisait alors essentiellement sur les ponts. L'une des toutes premières traces écrites remonte à Carder en 1937 [12]. L'étude qu'il avait menée se concentrait sur la vulnérabilité du pont Golden Gate (San Francisco) aux tremblements de terre, et avait été conduite à l'aide d'un sismographe photographique. De ce fait, il a été capable de surveiller les vibrations que subissait le pont par les mouvements des vagues, du vent et du passage de voitures. Jusqu'au début des années 1990, aucune méthodologie précise de surveillance n'était connue ou utilisée ; on se contentait de mesurer les vibrations mécaniques que subissaient les structures, qu'elles soient des installations de forage offshore [13] [14] [15] [16], des barrages hydrauliques [17] [18], des bâtiments et gratte-ciels [19] [20] ou des ponts [21] [22] [23].

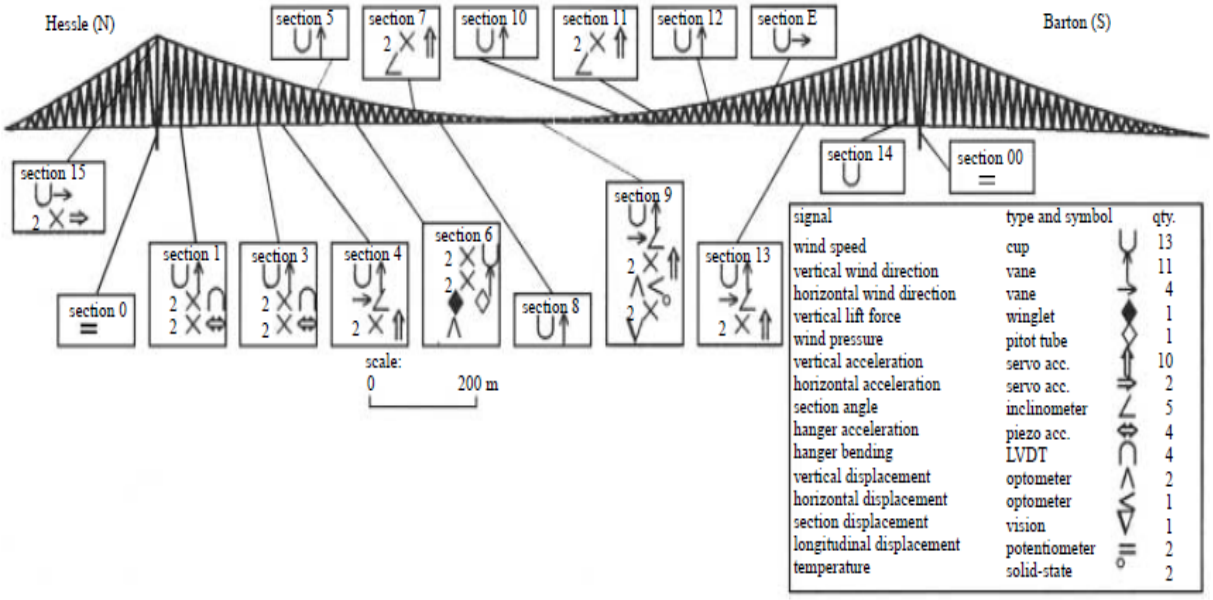


Figure 7 : Exemple de contrôle de santé de structures en génie civil. Positions et type de capteurs installés sur le pont Humber bridge **[11]**

Les vibrations enregistrées étaient dues soit à l'environnement naturel de la structure, soit à une excitation extérieure. Dans les deux cas, l'approche utilisée consistait à surveiller, par une simple transformée de Fourier de données enregistrées par un capteur localisé, les modes propres de résonance des structures ainsi que l'amplitude des contraintes mécaniques qu'elles subissaient.

Le formalisme de la SHM moderne en génie civil, dans sa vision de fusion de données et réseaux de capteurs, n'a été introduit qu'à partir des années 90 [24]. Dans le cas du pont Humber (Angleterre), détenteur du record mondial du plus long plateau jusqu'en 1998, un peu plus de 60 capteurs [25] [26] [27] de différents types ont été utilisés et répartis selon le descriptif de la Figure 7.

ii. Structures mécaniques tournantes

La surveillance de structures mécaniques tournantes est apparue il y a plus de 20 ans suite aux besoins qu'avaient les motoristes de rallonger la durée de vie de leurs produits. Ainsi, Snecma et General Electric intégrèrent des accéléromètres aux arbres de transmissions des turbos réacteurs pour surveiller les vibrations générées par leur rotation.

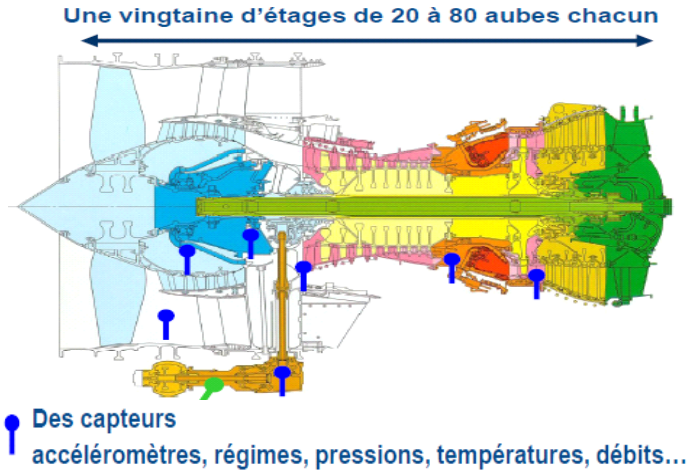


Figure 8 : Répartition des capteurs de surveillance d'un turbo fan SNECMA **[28]**

Le schéma de la Figure 8 montre qu'une quantité considérable de capteurs doit être utilisée afin de rendre compte de l'état de santé d'un turboréacteur.

Dans ce genre de systèmes, la surveillance de santé est purement passive. En effet, aucune excitation extérieure, autre que celle de la rotation, n'est appliquée. L'identification des modes propres générés par cet actionnement rotatif sera le témoin direct de l'état de santé du moteur. Une défaillance de ce dernier, qu'elle soit due à une usure mécanique, à un problème de lubrification ou simplement à un frottement parasite se traduira par une variation spectrale de la vibration (Cf. Figure 9). Une transformée de Fourier sur l'image donnée par les accéléromètres permettra de statuer sur le fonctionnement du moteur. Cette simplicité de mise en œuvre a poussé les motoristes à construire des modèles qui permettent de prédire un disfonctionnement grâce à un monitoring des vibrations. En effet, un système rotatif dont on maîtrise la vitesse, l'inertie et les frottements est un système pour lequel on peut prédire les modes de vibrations. Cette maîtrise du moteur couplée à un système SHM complet permet d'en allonger la durée de vie.

Le LAAS-CNRS, par son implication dans le projet MSEP [3] , a une expérience dans ce domaine. Un enregistreur de données couplé à un accéléromètre collé aux pales tournantes d'avions Transall a été développé. Le système conçu permet de surveiller l'état de santé des pales en enregistrant les phases de survitesse, les impacts liés aux projectiles extérieurs ainsi que la localisation d'un éventuel endommagement. Le mode de diagnostic a été expliqué ci-dessus : il se base sur l'étude spectrale des modes de résonance générés par le couple moteur/pales.

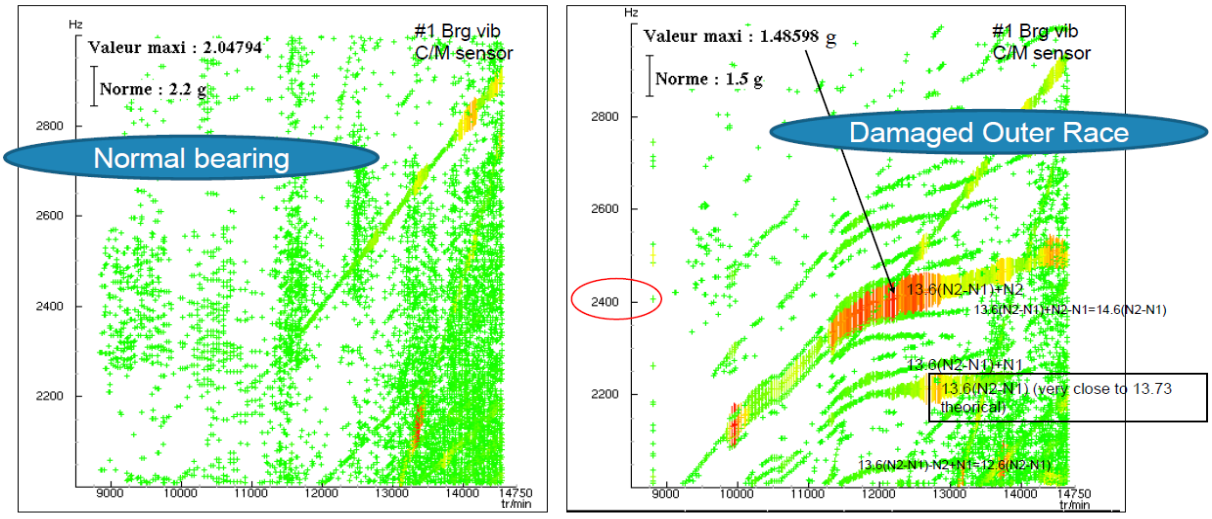
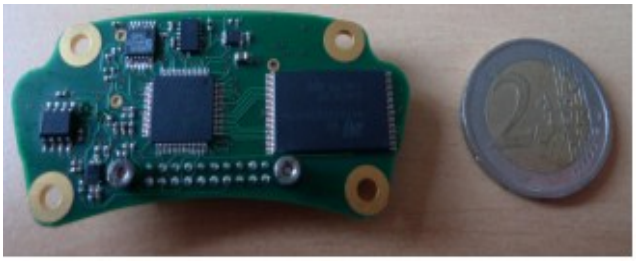
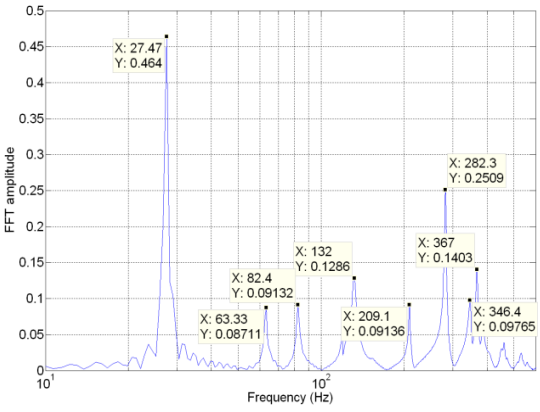


Figure 9 : Surveillance vibratoire d'un turbo fan SNECMA. A gauche la réponse d'un moteur sain ; à droite celle d'un moteur endommagé **[28]**

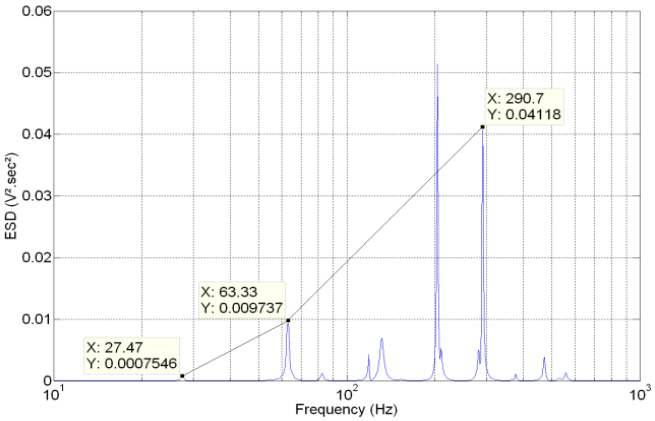
(a) pales d'un A400M l instrumentées



(b) circuits d'instrumentation et d'enregistrement



(c) Modes propre d'une pale dans son état sain



(d) Modes propres d'une pale après impact

Figure 10 : Exemple de surveillance de structures tournantes d'un avion par analyse FFT

De façon générale il est possible de distinguer spectralement deux modes d'opérations :

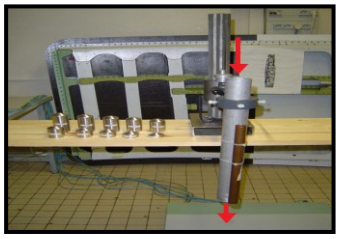
- Modes générés par la rotation
- Modes générés par les chocs dus à des impacts avec des projectiles extérieurs.

Les pales étant des structures semi-contraintes, il est possible de localiser les impacts extérieurs par l'étude d'amplitude des modes propres comme on peut le voir sur l'exemple de la Figure 10.

iii. Structures mécaniques fixes

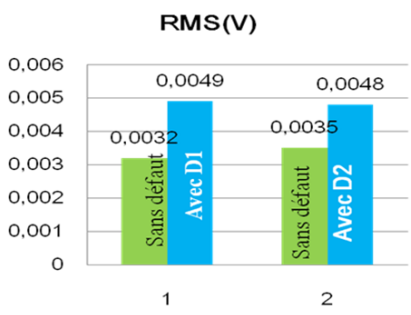
L'approche décrite dans le paragraphe précédent ne peut pas être transposée au cas des structures fixes. L'analyse des fréquences de résonance n'est justifiée que dans le cas où le mode opératoire de la structure est périodique. Dans le cas des structures tournantes, le fonctionnement du système impose une rotation maîtrisée, qui génère de ce fait une signature spectrale exploitable. Pour transposer cette méthodologie de diagnostic à une structure fixe, il faudrait être capable d'assurer une excitation mécanique extérieure calibrée et maitrisée. Le meilleur exemple pour l'illustrer est le diagnostic du marteau. En effet, le choc répété d'énergie constante que produit cet outil sur la structure permet de générer des modes propres de résonance audibles qui, par différentiation de sons, permettent de détecter un changement de nature (cavité par exemple).

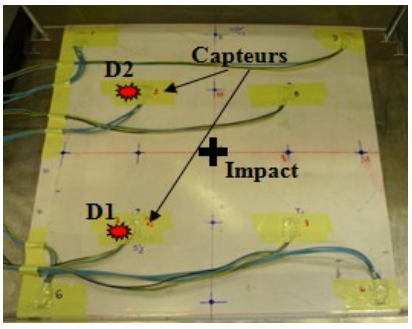
S'inspirant de ce principe, le LAAS mène des recherches sur la détection de défauts structurels par impacts extérieurs calibrés [4] (Cf. Figure 11). En quantifiant l'énergie transmise et absorbée par la structure-test à l'aide d'un réseau de capteurs accélérométriques (Cf. Figure 12), on est capable de détecter des délaminages dans des structures complexes.



Ogive	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Poids en g	140	230	325	420	510	600	625	790	880	975

Figure 11 : Banc de tests : impacteuse avec ogives calibrées





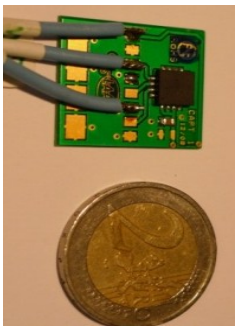


Figure 12 : Structure sous test avec capteurs collés et résultats de mesure **[4]**

L'inconvénient majeur de ce système réside dans la lourdeur de mise en œuvre : un appareillage extérieur produisant des impacts calibrés mais non endommageants est nécessaire au diagnostic : l'intégrabilité de ce genre de solutions est donc problématique.

En faisant une recherche sur les outils de contrôles non destructifs, on se rend compte qu'un grand nombre de systèmes de détections de défauts mécaniques existent déjà. L'immense majorité d'entre eux appartiennent à une discipline parallèle à celle de la SHM et qui est appelée 'inspection non destructive' ou NDI/NDT (Non destructive inspection/testing). La différence majeure entre les deux disciplines réside dans l'intégrabilité. Dans le cas du NDT, les outils proposés sont très précis et donc très locaux. Un opérateur préalablement formé à chaque outil doit inspecter une structure de plusieurs mètres carrés, centimètre par centimètre. Au final, ces solutions largement utilisées dans les domaines du transport de fluides ou de l'aéronautique sont extrêmement longues et coûteuses. Elles présentent néanmoins un vivier d'idées et de technologies potentielles pour la SHM. Afin de mieux comprendre ces dernières et les lois physiques exploitées par les outils NDT, il est nécessaire d'énumérer les structures et matériaux ciblés. On se focalisera dans ce document sur les solutions NDT utilisées en aéronautique, ainsi que sur les matériaux et alliages utilisés dans cette branche de l'industrie.

2. Pourquoi s'intéresser au contrôle de santé de structures aéronautiques

Depuis les tous premiers vols commerciaux des années 1910, la sécurité aérienne a été au cœur des préoccupations des constructeurs. Munis de parachutes, les passagers des premières compagnies aériennes ne devaient pas se sentir très en sécurité. Les choses ont depuis évolué en intégrant des modules de contrôle de santé et de sécurité à tous les organes vitaux de l'avion.

Dans l'ensemble, un avion moderne peut être décomposé en 4 grandes parties :

- L'avionique, comprenant les circuits électroniques et les logiciels embarqués
- L'hydraulique
- Les moteurs
- La structure

Les trois premiers points cités disposent de systèmes de contrôle de santé (Health management). Les cartes électroniques de l'avionique disposent de modules BIT (Built in tests) [29] [30] [31] qui permettent un diagnostic en temps réel des calculateurs avioniques. L'hydraulique ainsi que les actionneurs sont aussi surveillés [32] à l'aide de capteurs de

pression et de fluidité qui permettent un contrôle constant des actionneurs de l'avion. Les moteurs disposent de solutions à base d'accéléromètres avec un monitoring constant de la lubrification, consommation, température… comme le montre l'exemple d'un moteur SNECMA présenté en Figure 13 .

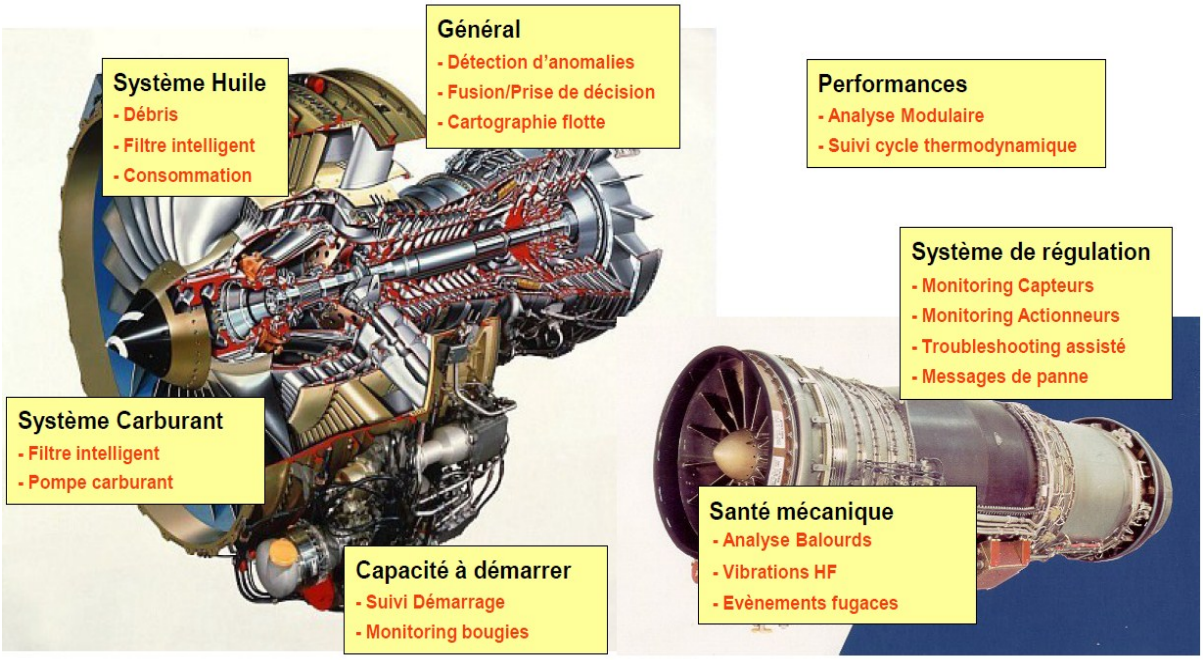


Figure 13 : Ensemble des Systèmes de surveillance de moteurs SNECMA **[28]**

Le seul organe d'avion non surveillé est la structure. Apres une série de crashs survenus entre 1952 et 1954 sur le De Havilland Comet, (premier avion commercial propulsé par turbo réacteurs) et dus à la fatigue de structures, le premier système de surveillance a vu le jour en 1956 [2]. Un dispositif de mesure d'accélérations, placé au centre de gravité de l'avion, permettait de calculer les contraintes mécaniques que subissait la structure. Cette solution de diagnostic indirect n'a pas résolu le problème car les efforts cycliques que subissait l'avion étaient dus à la différence de pression entre la cabine et l'environnement de vol. Le De Havilland Comet avait en effet un plafond de croisière élevé, dépassant les 10km ; la charge cyclique due à la différence de pression était donc propice à la propagation des fissures.

Selon la nature des matériaux utilisés et la méthodologie d'assemblages des pièces, les défauts seront différents. Comme on peut le voir sur l'exemple de la Figure 14, la répartition entre les matériaux constituant la structure d'un avion est très inégale et ne permet pas d'adopter une démarche uniforme.

Fuselage Composite du Boeing 787

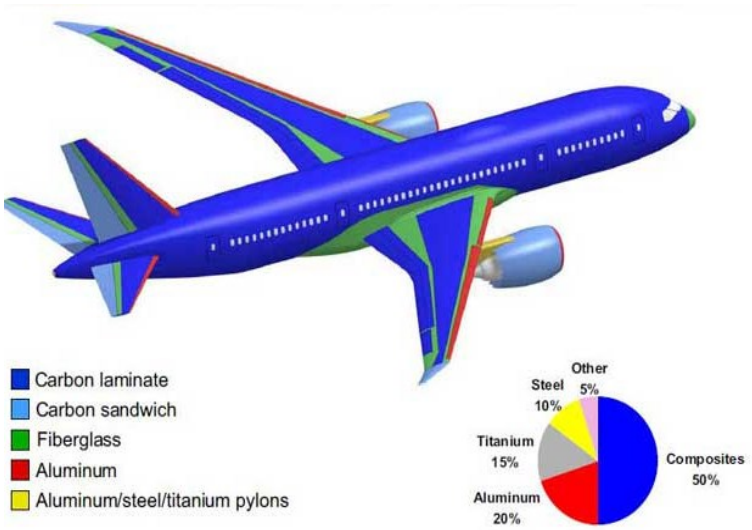


Figure 14 : Structure du Boeing 787 montrant les différents matériaux utilisés **[33]**

Cette diversité de matériaux allant de l'aluminium aux matériaux composites en passant par le carbone ne facilite pas l'adoption d'une solution unique et universelle. Elle nécessite la connaissance approfondie des défauts susceptibles d'apparaitre dans chaque partie de l'avion et par là, l'examen des possibilités d'une reconfigurabilité des systèmes de surveillance.

a. Structures métalliques

Lorsque l'on découvre un défaut isolé sur une structure, il est assez délicat d'en trouver l'origine, d'autant plus que certains facteurs physiques tels que l'humidité, la température ou les changements de pression atmosphérique, jouent un facteur de catalyseur.

Dans les faits, une structure aéronautique est conçue et calculée de sorte à pouvoir supporter plusieurs types de contraintes. Suivant la nature et la fonctionnalité de la pièce, cette dernière est amenée à supporter des contraintes de cisaillements, de torsions ou de compressions, voire les trois à la fois. La 'wing box' centrale par exemple, qui est une pièce critique de l'avion à la jonction entre les ailes et le fuselage, subit une multitude de contraintes que l'on peut visualiser sur les Figure 15 et Figure 16.

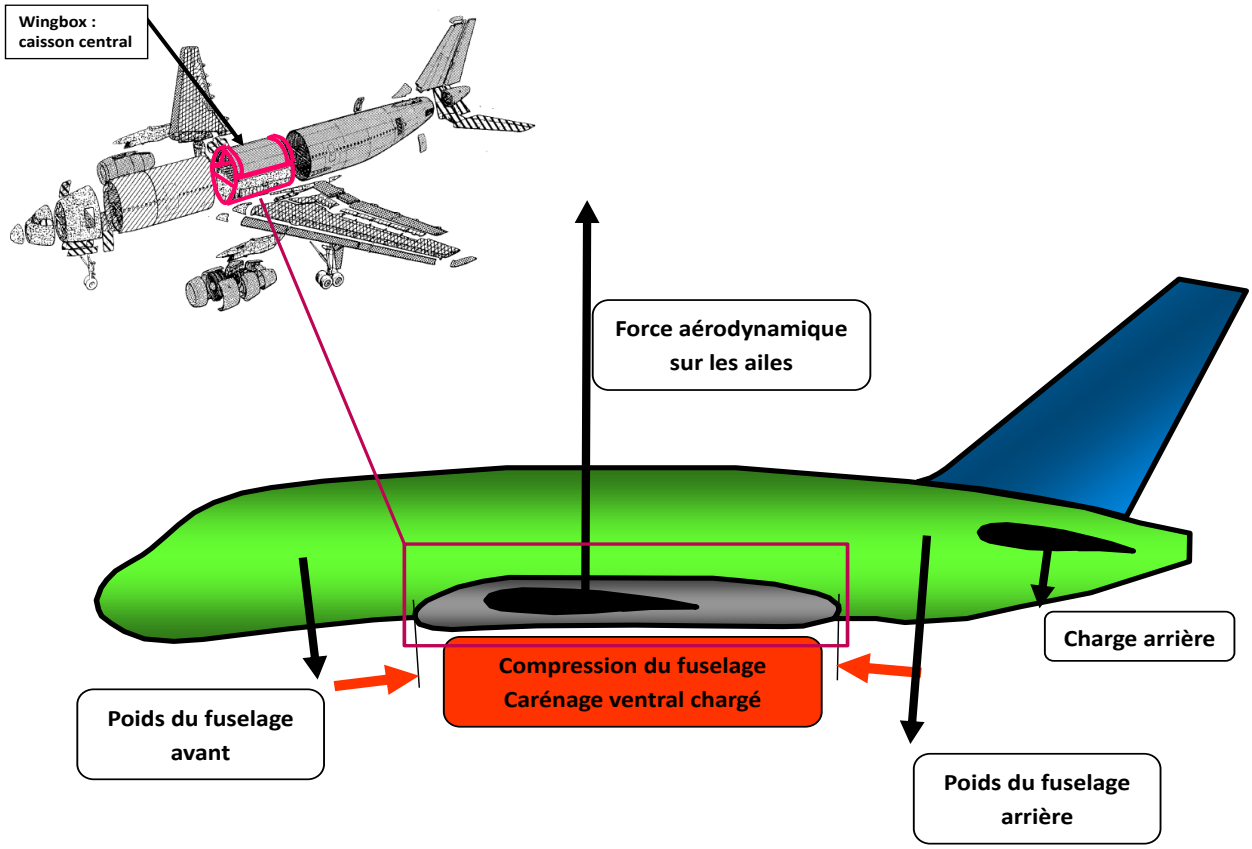


Figure 15 : Schéma d'analyse des contraintes que subit la ' centrale wing box' d'un avion (vue de profil).

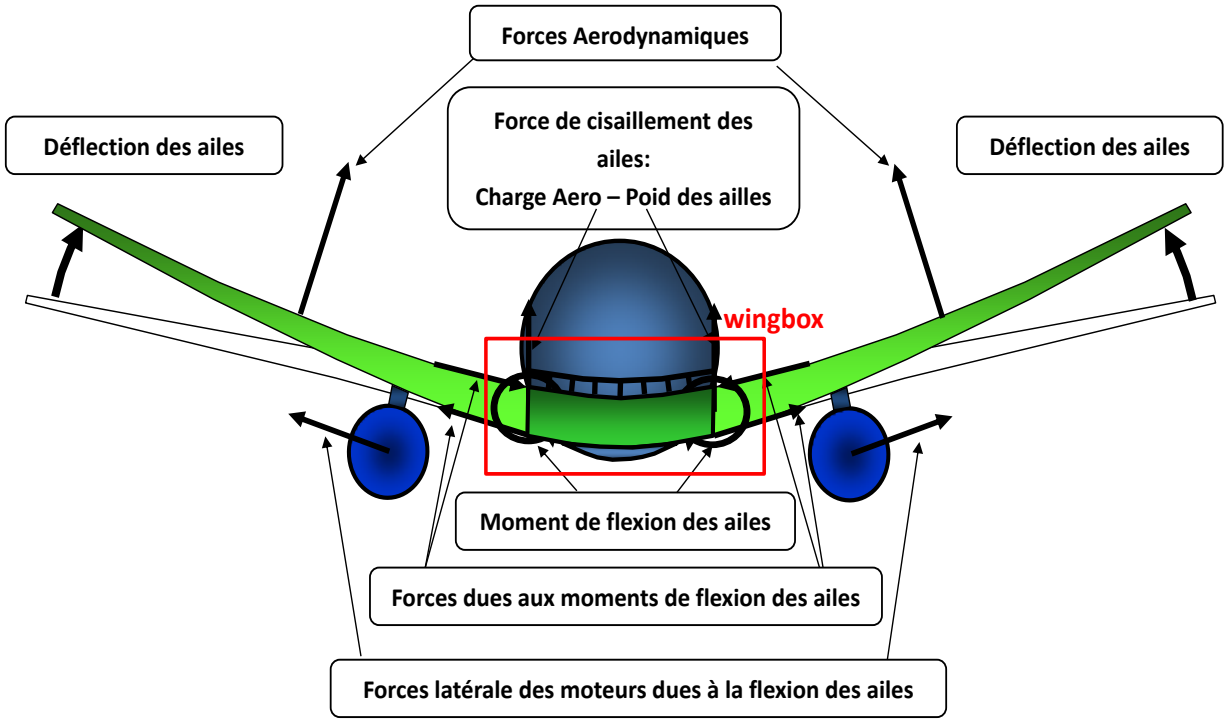


Figure 16 : Schéma d'analyse des contraintes subies par la 'centrale wing box' du même avion en vue de face

Cette zone de l'avion est clairement la plus exposée à la fatigue. Ainsi, malgré les inspections récurrentes, des défauts dus à ces cycles d'opérations apparaissent de façon assez régulière [31]-[34] comme en témoignent deux crashs intervenus à un mois d'intervalle aux USA : celui du Lockheed C-130 de l'US Forest Service le 17 Juin 2002 et le vol N7520C d'un P4Y-2 le 18 juillet 2002 [34]. L'enquête du NTSB révéla l'existence de cracks de fatigues cachés au niveau de la 'center wing box' [35].

Les contraintes opérationnelles en vol sur la structure sont de ce fait un facteur de génération de défauts auxquels se rajoutent celles des phases de décollages, d'atterrissages et les impacts aux sols comme le montrent les photos de la Figure 17.

Aspiration d'une cagette à bagages

Impacts d'oiseaux

Atterrissage perturbé par des courants ascendants

Figure 17 : Exemples de dommages survenus lors de phases aux sols, décollages et atterrissages de différents avions **[36]**.

i. Origine des défauts sur structures métalliques

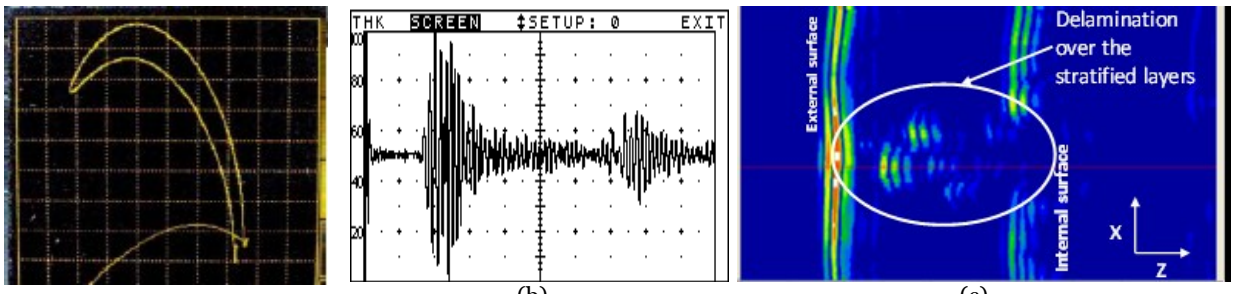
L'aéronautique civile moderne datant d'avant Boeing 787 dreamliner et Airbus A350 était majoritairement basée sur des structures en alliages d'aluminium. Utilisés depuis la seconde guerre mondiale, ces alliages allient résistance et légèreté. Ils présentent néanmoins un inconvénient majeur dû à leur nature métallique : la corrosion. L'US Air force, par exemple, dépense plus de 1.2 Milliards de dollars pour le diagnostic, la détection et la réparation de la corrosion sur un seul type d'avion, le KC-135 [37].

Due à l'eau de mer après survol de zones maritimes ou simplement à l'infiltration de la pluie, la corrosion se traduit sur des films d'aluminium de série 2024 par une perte d'épaisseur qui, à terme, fragilise la structure. Ce facteur est à l'origine de contraintes supplémentaires sur les rivets qui peuvent, par effet d'étirement, se casser ou se fissurer. Pour la détecter, l'inspection visuelle associée à des tests de contrôle non destructifs classiques basés sur les courants de Foucault sont privilégiés.

(a) (b) (c)

Figure 18 : Photos montrant des exemples d'inspection de défauts **[36]**. (a) : Inspection de la face cachée de la structure par les trous d'hommes (b) Inspection à l'intérieur d'une aile (c) Inspection par méthode des courants de Foucault

L'inspection visuelle est opérée à l'aide d'une torche à travers des accès à taille d'hommes prévus pour la maintenance comme on peut le voir sur les exemples de la Figure 18 . Les courants de Foucault quant à eux se basent sur la génération par bobine électromagnétique de courants surfaciques sur un matériau conducteur et de l'analyse de la topologie de conduction de ces derniers. Il existe d'autres méthodes basées sur l'analyse de l'écho de signaux sonores ou ultrasonores comme on peut le voir en Figure 19.



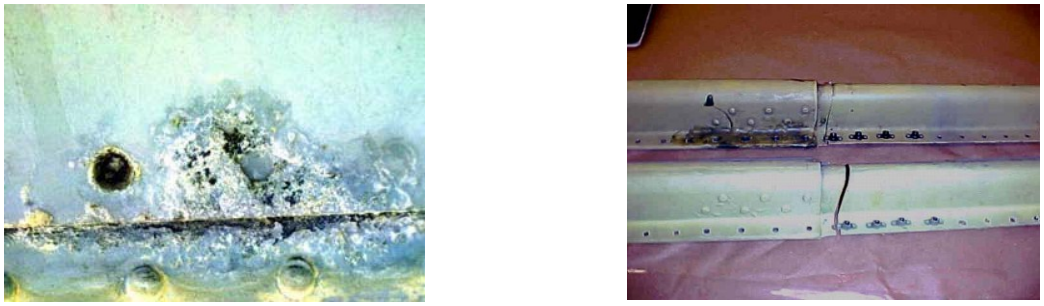
(a) (b) (c)

Figure 19 : Courbes affichées par les instruments d'analyse utilisant différentes méthodes d'inspection de structures d'avion. (a) : Courbes de Lissajous obtenues par utilisation des courants de Foucault (b) Courbes échos ultrason (c) Courbes des échos ultrasonores avec des sondes multiéléments

Ces phases d'inspection impliquent une longue période de maintenance au sol avec plusieurs opérateurs qui interprètent les courbes données par leurs instruments (Cf. Figure 19). Ces inspections manuelles nécessitant l'immobilisation au sol des avions coûtent très cher aux compagnies, ce qui incite certaines d'entre elles à ne pas les respecter. Ainsi, les vraies premières études en SHM ont débuté après un accident spectaculaire en avril 1988 : après 20 minutes de vol, un Boeing 737-200 de la compagnie Aloha Airlines avait perdu plus de 35 m² de fuselage lors d'une décompression explosive (Cf. Figure 20).

Figure 20 : Photo d'un avion ayant subi une perte de 35m² de fuselage en plein vol.

L'enquête du NTSB, le conseil américain de la sécurité des transports, avait relié l'origine de l'accident à la fatigue des structures, exacerbée par des criques de corrosions. Après plus de 89 090 cycles de compressions et décompressions, l'eau de mer infiltrée entre les plaques d'aluminium du fuselage avait corrodé le matériau et des cracks étaient apparus au niveau des rivets de maintien (Cf. Figure 21). Les résultats des inspections montrèrent que l'origine du crash était certainement due à la négligence de la compagnie aérienne, car la phase d'inspection annuelle par courants de Foucault n'avait pas été respectée.



(a)

Figure 21 : Photos montrant des défauts sur des structures métalliques d'avions. (a) Corrosion localisée entre deux plaques de structures (b) Sous structure : crack au niveau d'un longeron

Il devenait donc indispensable de coupler aux structures avioniques des systèmes SHM capables de suivre leurs détériorations et vieillissement vol après vol. Pour cela, le système doit été capable d'assurer le 'monitoring' des différents types de défauts pouvant apparaitre dans les appareils parmi lesquels on peut citer :

- Corrosion
- Fissures et cracks dus à une contrainte non maitrisée
- Fatigue
- Chocs

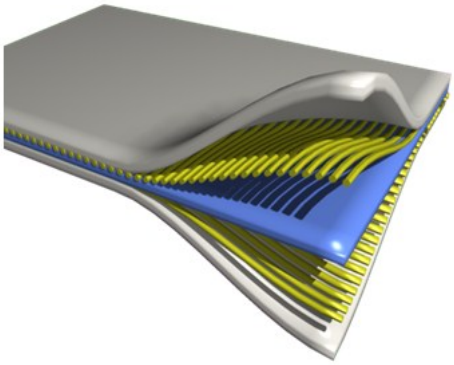
b. Structures Composites

Initialement en bois puis en alliage métallique, l'industrie de l'aéronautique s'est dirigée depuis une vingtaine d'années vers les matériaux composites en fibres de carbone ou de verre. Plus légers et plus résistants, ces matériaux de nouvelle génération devraient, à terme, faire baisser le poids total des avions et donc réduire leur consommation d'énergie.

Les structures composites utilisées en aéronautique sont répertoriées en Figure 22, et leur répartition dans uns structure d'avion indiquée en Figure 23. Elles se divisent dans l'ensemble en deux catégories :

- **Structures composites simples** construites par simple empilement de fibres imprégnées de résine époxy ; on distingue :
  - Les composites en fibres de carbone renforcés polymère (CFRP)
  - Les composites en fibres de verre renforcés polymère (GFRP)
  - Les composites en fibres de quartz renforcés polymère (QFRP)
  - Les composites en fibres de verre renforcés aluminium (GLARE)

- **Structures composites sandwich** construites par empilement d'un cœur autour d'une peau extérieure et intérieure. Dans leurs formes les plus communes, elles sont respectivement constituées d'un cœur en fibre de verre en forme de nid d'abeille avec deux peaux en composite CFRP.



De haut en le bas : capuche d'isolation, fibre de carbone ou de verre, Polymere de maintien (colle epoxy), fibre de carbone ou de verre, couche d'isolation inférieure. (image [38])

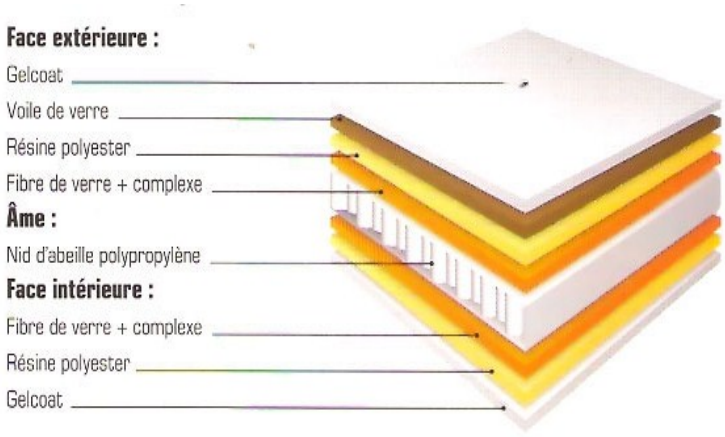
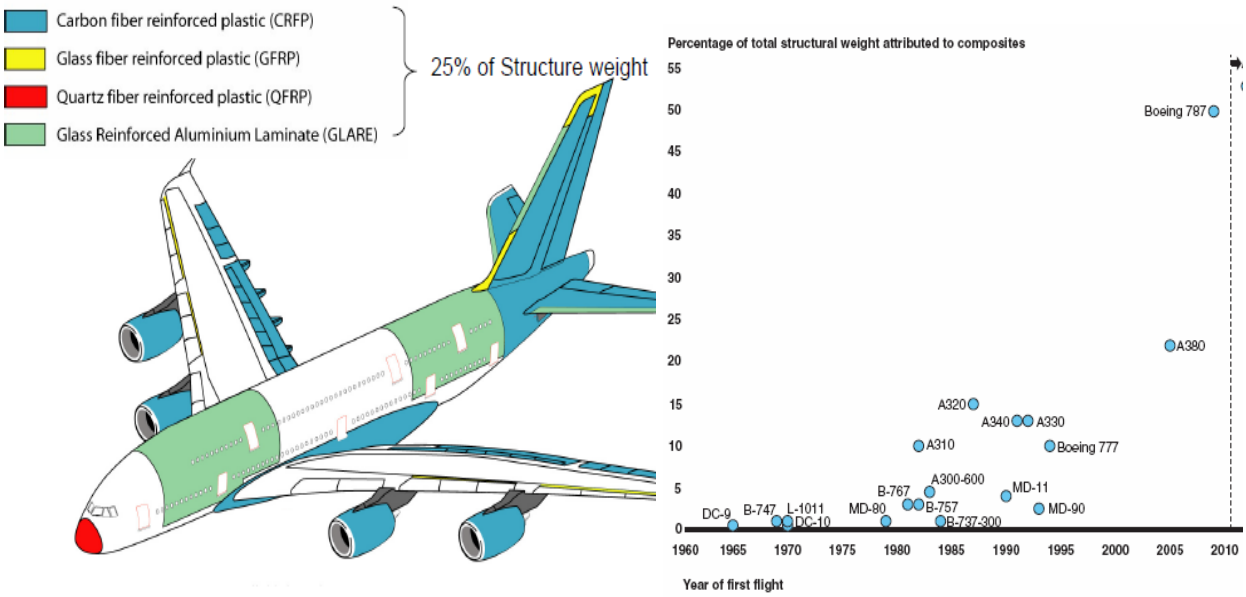


Figure 22: Les différentes formes de structures composites a) simples ; b) en sandwich

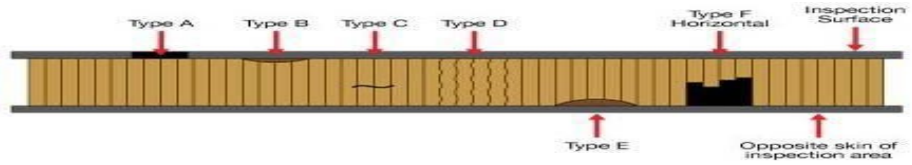


Distribution en pourcents de la part de matériaux composites au sein des avions commerciaux de puis 1960

Figure 23 : Distribution des matériaux composites dans les avions civils : exemple de l'A380 **[39]**

i. Défauts sur structures composites

De par leurs natures stratifiées, les matériaux composites présentent l'inconvénient de leurs complexités. En cas de choc extérieur, ces structures peuvent présenter un décollement local au niveau des plis sans aucun signe visible. On appelle ce genre de défauts « délaminages ». Pire encore, des ruptures de fibres peuvent apparaître sur les faces intérieures de la structure, créant un point de vulnérabilité locale sans aucune marque extérieure [40] comme on peut en Figure 24. Les conventionnelles inspections visuelles opérées par les techniciens de vol avant chaque décollage deviennent totalement inutiles.



(a)

(b)

(c)

Figure 24: Types de défauts sur structures composites sandwich (a) Schéma de principe des défauts **[41]**

(b) Décollements (c) infiltration de liquides **[39]**

Globalement, on retrouve 6 types de dommages sur les structures composites sandwichs, que l'on peut résumer comme suit :

- **Type A** : délaminage entre les plis du composite stratifié ; le décollement est parallèle à la surface

- **Type B** (Spécifique aux structures sandwich) : décollement entre la peau extérieure et le cœur en nid d'abeille

- **Type C** (Spécifique aux structures sandwich) : cracks au niveau du cœur en nid d'abeilles

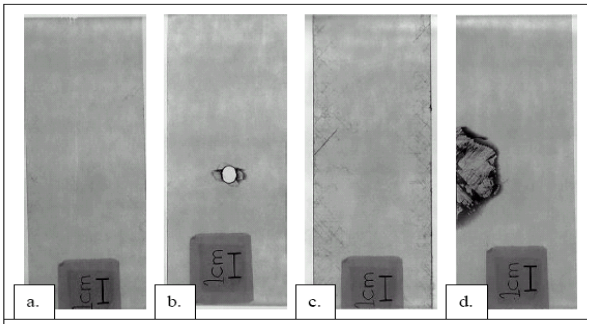
- **Type D** (Spécifique aux structures sandwich) : écrasement des cellules du cœur en nid d'abeilles

- **Type E** (Spécifique aux structures sandwich) : décollement entre la peau inférieure et le cœur en nid d'abeille

- **Type F** : infiltration de fluides au niveau des cellules du cœur en nid d'abeille

Un deuxième type de défaut peut apparaître à la suite d'un impact de foudre. La fibre composite, qu'elle soit de type fibre de verre ou de carbone, est diélectrique par nature et son impédance est donc extrêmement élevée. Une décharge électrique (due à la foudre, par exemple) crée une conduction de plusieurs milliers d'ampères au niveau de la matrice composite. L'énergie dissipée par effet Joule se manifeste par une explosion locale de la matrice. Pour baisser ce risque, les constructeurs intègrent aux matériaux un treillis métallique pour augmenter la conductivité de la structure. De ce fait, la structure « brûle » localement sans explosion. Dans la Figure 25, on voit en (1), une brulure du radome fabriqué à partir d'un composite sandwich intégrant un treillis. Grâce à ce dernier, le courant induit par la foudre suit un chemin de conductivité préférentiel [42] ; son énergie n'est plus localisée. La photo 2 de la même figure montre l'impact d'un pulse de foudre d'une durée de 50µs [43] et les dégâts qu'il peut occasionner.

1. brulure du radome



2. Explosion locale suite à une décharge électrique.

3. (a) Spécimen sain ; (b) concentration de contraintes sur un point ; dommage type trou (c) ; cracks matriciels dus à une fatigue (d) ; délaminage suite à une incision par cutter.

Figure 25 : Photos montrant différents dommages survenus sur des matériaux composites de structures d'avion. (1) Brûlure du radome d'un Lockheed P-3 Orion. (2) Explosion suite à un foudroîment. (3) Radiographie X de différents types de dommages sur matériaux composites

c. Technologies de Contrôle Non Destructif

Que ce soit Boeing, Embraer, Bombardier ou Airbus, les constructeurs aéronautiques livrent à leurs acheteurs des procédures d'inspections non destructives appelées NTM (Non destructive Testing Manuel) propres à chaque avion. Ainsi, pour chaque partie de la structure, le constructeur spécifie un type de test et une démarche à suivre.

Parmi ces méthodes, nous pouvons citer :

- Inspection par courants de Foucault : historiquement utilisée pour les structures métalliques et les composites en fibres de verre renforcés aluminium (GLARE)
- Tests du marteau, appelés dans le domaine du CND le « tap test » : bien que rudimentaire, ce test est extrêmement utilisé (Cf. Figure 26).
- Les technologies de radiographie à rayons X sont opérées dans le cas de structures de faibles épaisseurs (Cf. Figure 27).
- Le test ELCH, où par un système de ventouse on mesure l'élasticité du matériau sondé (Cf. Figure 28).
- L'inspection ultrason (Cf. Figure 29) par onde de volume capable de pénétrer l'épaisseur de la structure. Ainsi par simple échographie l'operateur de maintenance remonte à la présence de défauts. Dans ce cas précis, plusieurs technologies sous-jacentes existent :

    - Ultrason par couplage Air/Eau/polymère : les transducteurs d'inspection sont couplés à la structure par un système de cale mécanique qui permet le respect d'un angle précis entre l'onde incidente et la surface de la structure sondée.

- Ultrason multi éléments : permet, par un système de décalage de phases entre les transducteurs, de focaliser l'émission et d'effectuer un scan angulaire ainsi qu'un C-SCAN).

- La thermographie, par émission infra rouge : on chauffe localement la structure et on mesure son spectre de rayonnement (Cf. Figure 30 et Figure 31).
- Shearographie ou mesure de la résistance de cisaillement : grâce à un système mécanique à 3 points, on mesure la résistance de la structure à une contrainte de cisaillement (Cf. Figure 32).

Figure 26 : Tap Test à l'aide d'un simple marteau ou avec un outil spécifique appelé Mitsui Woodpecker. Ce dernier affiche sur 4 LED l'état de santé de la structure. Il compare le son acquis à celui préalablement enregistré **[44]**.

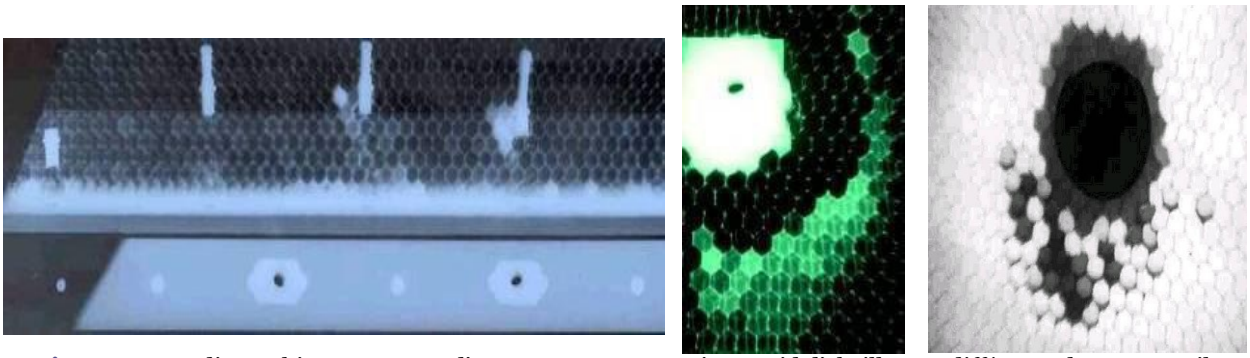
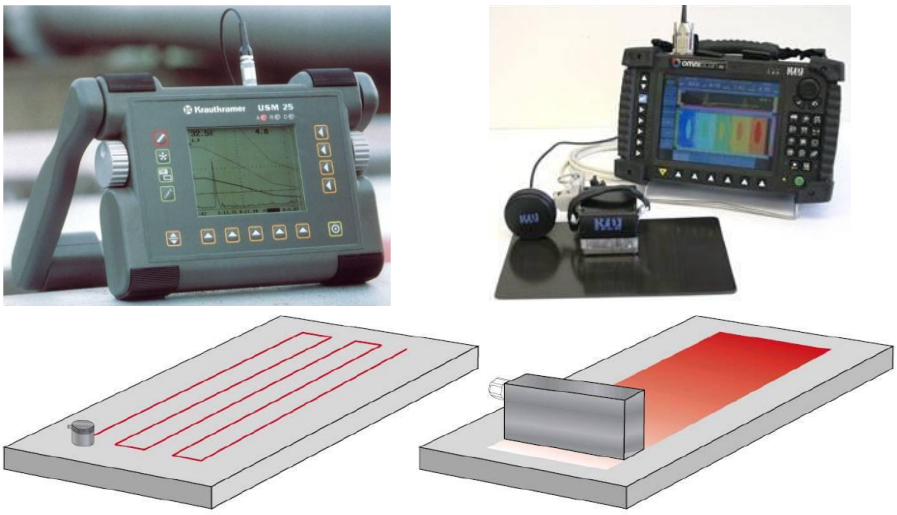


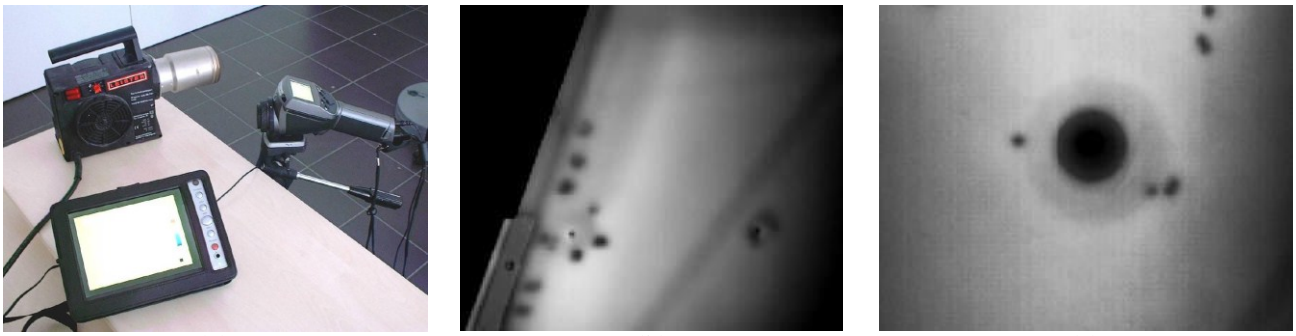
Figure 27 : Radiographie en rayons X d'une structure composite en nid d'abeille. Par différence de contraste il est facile de repérer les fluides et les défauts **[44]**

Figure 28 : Technique d'inspection ELCH : mesure d'élasticité **[44]**



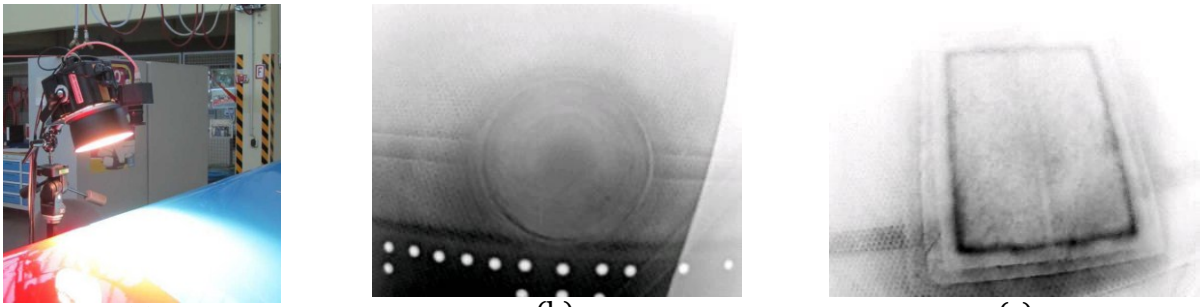
(a) (b)

Figure 29 : Inspection par ultrasons. (a) l'inspection est faite par une sonde mono élément ; elle suit le parcours en zigzag présenté en bas. (b) inspection à transducteur multiéléments : un seul passage suffit à construire un C-Scan.



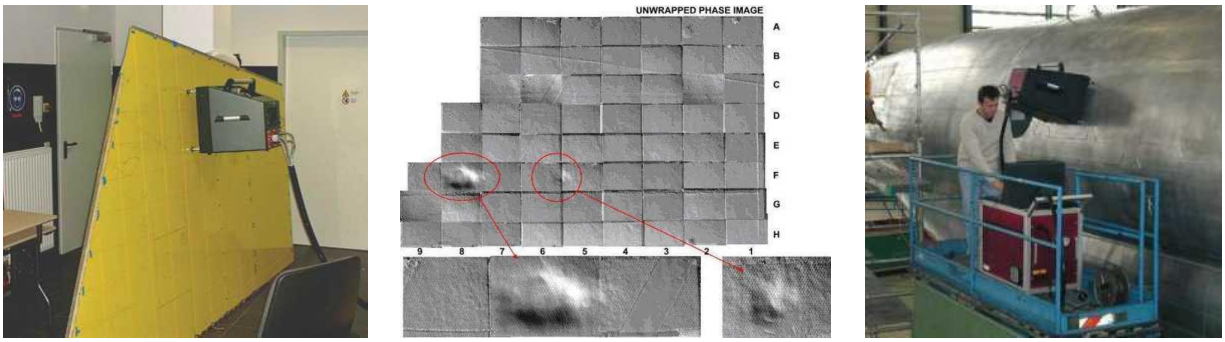
(a) (b) (c)

Figure 30 : Thermographie par air chaud (structures verticales) : (a) : Dispositif (b) et (c) identification de défauts par contraste **[44]**.



(a) (b) (c)

Figure 31 : Thermographie par spot IR : structures horizontales. (a) le dispositif (b) et (c) identification par contrast **[44]**



(a) (b) (c)

Figure 32 : Inspection par shearographie. (a) dispositif de test (b) diagnostic par contraste (c) dispositif en cours d'utilisation **[44]**

Il est important de répertorier les technologies existantes car il est utile d'en saisir les principes utilisés pour ensuite les adapter à des technologies SHM. Les technologies du contrôle non destructif (CND) sont donc listées dans le Tableau 1 et leurs avantages et inconvénients respectifs sont comparés dans le cas de l'inspection d'un empennage A320 en composite.

Tableau 1 : Comparatif des technologies CND

Procédure de test	Face supérieure	Face inférieure	Fluide	Temps d'inspection	Taille défaut	Qualification	Remarques – avantages – inconvénient
Tap Test				4-3H	25-50mm	Non	• Interprétation des résultats très subjective
ELCH				2x4H (2 Operateurs)	100 mm	Non	• Simple, fiable et qualifiable • Amélioration optoElech
Ultrason				48H	25mm	Oui	• Procédures claires • Equipement très commun • Non adapté aux grandes zones
Rayons X				4-8H	10mm	Oui	• Equipement très commun • Dangereux
Thermographie				4-h	10mm	Oui	• Peu cher • Petit et très portatif • Simple d'utilisation
Opto Elech				2x4H (2 Operateurs)	25mm	Non	• Simple, fiable et qualifiable
Shearographie				16H	25mm	Non	• Très cher • Aucune certification ou procédure

Application vérifiée Non applicable En développement

Il est assez intéressant de remarquer que la majorité des technologies présentées dans le Tableau 1 ont une résolution de détection assez bonne (~25mm) pour des délais d'inspection qui sont cependant extrêmement longs (jusqu'à 48H). Néanmoins, on remarque rapidement qu'aucune des technologies présentées n'est capable de détecter tous les types de défauts.

4. Des solutions NDI aux systèmes SHM

Les technologies NDI précédemment citées font partie de procédures de sécurité et de maintenance qui reviennent extrêmement chères aux compagnies aériennes, sans pour autant éliminer les risques de défaillances comme le montrent les 1502 crashs aériens enregistrés aux USA entre 1990 et 2007. Dans 26% des cas, soit 386 cas, les crashs ont été fatals, avec plus de 1104 morts [45]. La majeure partie de ces crashs était due à des défaillances au niveau de la structure suite à l'accumulation de plusieurs défauts. Ces derniers, malgré les différentes inspections non destructives, finirent par atteindre un niveau critique. Ainsi en 2005, un Airbus A310 du vol TS961 perdit son stabilisateur vertical (dérive de l'empennage) en plein ciel, 5 jours après avoir subi une inspection obligatoire [46]. L'inefficacité relative des technologies NDI est essentiellement due aux paramètres suivants :

- Un haut degré d'intervention humaine ;
- Un temps d'inspection extrêmement long ;
- La nécessite d'avoir accès à certaines zones spécifiques et de procéder à des démontages ;
- L'inspection est très localisée et les résultats sont sujets à l'interprétation d'un opérateur.

Dans ce contexte, la SHM propose l'utilisation de solutions de contrôle non destructif par l'intermédiaire de capteurs distribués, directement enfouis dans la structure pour automatiser les anciennes technologies d'inspections et les rendre moins dépendantes de paramètres non maitrisables. Ceci implique l'émergence de structures intelligentes (smart structures) capables de s'auto diagnostiquer.

Les bénéfices d'une telle mutation sont doubles: certains sont immédiats et d'autres plus 'amont' et doivent être intégrés à une démarche de conception ; le Tableau 2 en résume les points essentiels.

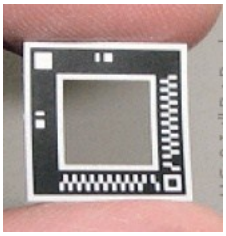
Tableau 2 : Bénéfices du passage CND à SHM

Bénéfices à court terme	Bénéfices à long terme
• Elimination des phases de démontage avant inspections • Réduction des phases de maintenance au sol • Détections d'impacts et de chocs durant les phases opérationnelles de vol de l'avion • Détections précoces de défauts • Réductions des réparations • Minimisation de l'intervention humaine	• Optimisation de l'efficacité des structures • Nouveaux designs des matériaux • Allègement du poids de l'avion et donc meilleure autonomie énergétique

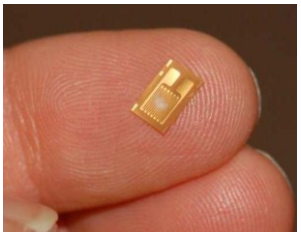
a. Systèmes SHM disponibles

Il existe un large panel de technologies SHM basées sur des capteurs exploitant un phénomène physique dérivé des solutions CND tels que : le son, les vibrations, l'électromagnétisme, la température, les spectres visibles ou invisibles et bien d'autres. Pour débuter l'étude des différentes approches, nous proposons de lister les technologies déjà existantes avant de comparer leurs résolutions de détection (Cf. Figure 38), leurs encombrements par capteur (Cf. Figure 39) et finalement, leurs efficacités (Cf. Figure 40).

- **Jauge de contraintes :** solution très simple et très fiable basée sur des capteurs résistifs collés par époxy sur la surface des structures. Ceux-ci permettent de monitorer les charges mécaniques subies. Les capteurs, par le biais d'un pont de Wheatstone, permettent par variation de leurs résistances de mesurer la contrainte qui y est appliquée. De nouvelles technologies émergentes permettent de réduire l'encombrement des capteurs par impression des zones actives sur film flexible à l'aide d'une encre résistive. Ces capteurs sont particulièrement efficaces pour mesurer passivement les charges mécaniques que subissent les structures mais sont inefficaces dans la détection de défauts sans excitation extérieure.



Jauge de contrainte imprimée [36]

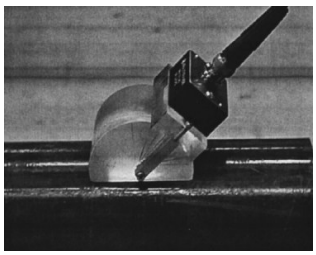


Jauge de contraintes classiques en matériau piezoresistif

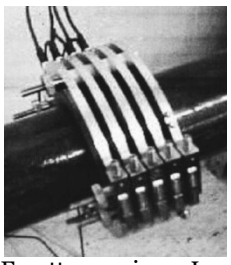
Figure 33 : Système basé sur des jauges de contraintes

- **Matrice filaire électrique** : probablement la technologie SHM la plus simple et la moins chère à fabriquer. Elle se base sur une matrice de fils électriques collés à la surface de la structure. Une déformation locale due à une contrainte excédentaire qui se traduira par un crack coupera localement les fils électriques de la matrice. Un circuit électronique simple basé sur la mesure d'un circuit ouvert/fermé permet d'instrumenter la matrice.
- **Ondes Guidées Elastiques :** c'est une solution basée sur la génération d'ondes guidées élastiques dans la structure. Elles ont d'abord été étudiées par Rayleigh en 1885 puis par Lamb en 1917 [47]. Néanmoins, ces ondes ne furent réellement exploitées qu'après le développement de machines numériques suffisamment puissantes pour être capables de résoudre les équations différentielles du mouvement généré. La première solution numérique a été proposée par Viktorov en 1967 [48] avant qu'une solution générale ne soit publiée par Rose en 1999 [49].

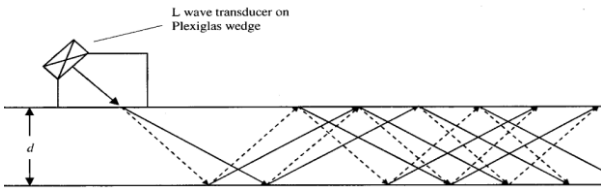
  Inspirée du monde des radars, la présence d'un défaut sur le chemin de l'onde créera de multiples réflexions qui témoigneront de la présence du dommage. Par comparaison avec une signature considérée comme saine, on est capable de diagnostiquer l'état de santé de la structure. Pour générer des ondes guidées à partir de la surface de la structure, il suffit de générer un champ de compression suffisamment énergétique pour exciter les modes de propagation des ondes guidées. Une grande partie des technologies décrites dans la littérature s'appuie sur des transducteurs ultrasons à couplage par air ou perspex [50]. En Figure 34, on peut en voir le principe de détection ainsi que les photos des dispositifs utilisés.



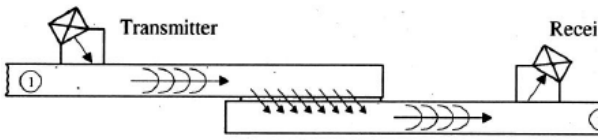
Couplage Perspex assurant l'angle de transmission



Emetteur peigne. Les transducteurs sont en contact direct avec la structure. Le collage est assuré par un serrage mécanique



Génération d'ondes avec un angle oblique assuré par une cale en Perspex



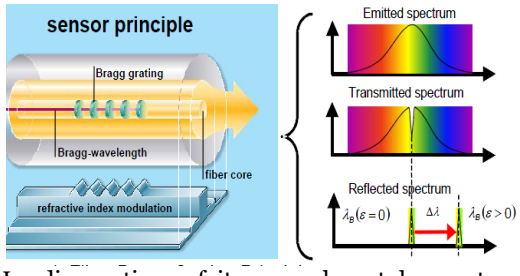
Transmission du signal entre deux structures

Figure 34 : Système basé sur la génération et l'inspection par ondes guidées **[50]**

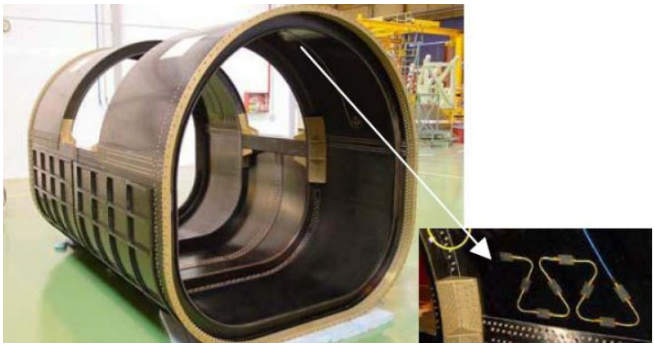
- **Emission acoustique :** solution NDT basée sur « l'écoute » du dommage. La technique est construite sur le fait qu'une déformation locale de la structure s'accompagne de la

génération d'une onde acoustique transitoire attestant de la présence d'un défaut de type crack ou délaminage. Même si le principe a été démontré, il est néanmoins extrêmement difficile de mettre en place un système d'écoute de structures totalement dé-corrélé du bruit extérieur.

- **Vibrometrie laser :** le principe s'appuie sur la capacité d'un LDV (Laser Doppler Vibrometer) à mesurer les déplacements surfaciques que subit une structure sans aucun contact. En couplant ce dernier à un système de génération d'ondes guidées, on est capable d'étudier la propagation de ces dernières sans intervention sur la structure [51].
- **Fibre de Bragg :** C'est probablement l'une des techniques les plus utilisées. La fibre de Bragg est constituée d'un réseau de réflecteurs qui permettent, par saut d'indice, de réfléchir une longueur d'onde particulière tout en laissant passer toutes les autres. En l'adaptant sur une fibre optique de diamètre inférieur à 100µm et en l'enfouissant dans du matériau composite par exemple, on est capable de surveiller la contrainte que subit le capteur suite à une charge mécanique, à la pression, la température, la vibration… [52] Plusieurs réseaux de Bragg peuvent être intégrés à une seule fibre, ce qui présente l'avantage de simplifier l'instrumentation [53]. De plus, le principe de détection étant optique, le système présente une immunité au bruit électromagnétique ambiant [54]. Associé à une simplicité de mise en place, ce système devient particulièrement robuste et adapté à l'aéronautique (Cf. Figure 35).
- **Diagnostic par comparaison de vide (CVM : Comparative vacuum monitoring) :** cette solution a été développée par la société SMS (Structural Monitoring Systems) en Australie. Elle exploite un réseau de canaux en silicone collés à la surface de la structure testée dans lesquels on alterne : pression atmosphérique notée A et vide noté V (Cf. Figure 36). La détection de crack se fait donc en surveillant le niveau de pression des canaux à vide [55].

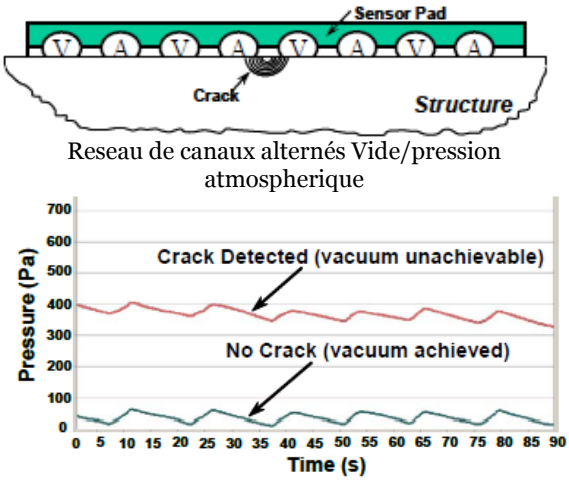


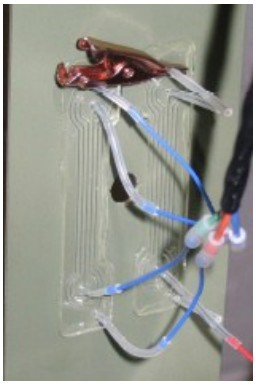
Le diagnostic se fait en analysant le spectre d'ondes transmises [56]



Intégration de fibre de Bragg dans le réservoir intérieur du CASA [57]

Figure 35 : Principe et intégration de la fibre de Bragg




Capteurs CVM en silicone collés sur structure

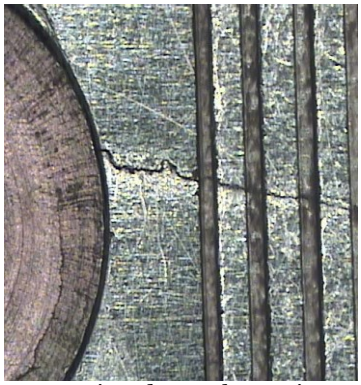
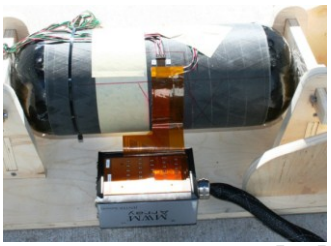

Propagation du crack au niveau des canaux

Figure 36: Technologie basée sur le diagnostic par comparaison de vide CVM **[55]**

- **Bobines plates :** bobines imprimées sur support souple de quelques µm d'épaisseur, ce qui rend l'intégration au sein d'une structure excellente. Le principe est basé sur l'utilisation d'un champ électromagnétique variable pour générer des courants de Foucault (Cf. Figure 37). L'instrumentation est assez délicate car elle se base sur une démodulation synchrone au sein d'un pont de Wheatstone ; de plus, la technique n'est absolument pas adaptée aux matériaux composites.

[58]


[59]

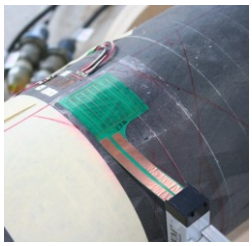

[59]

Figure 37 : Photos de bobines plates et leur utilisation comme solution SHM

- **MEMS :** Plusieurs microsystèmes électromécaniques dédiés à la surveillance de vibrations ou de pression ont vu le jour. Disponible dans le commerce, légère et assez innovante, cette technologie présente l'inconvénient de son instrumentation. En effet, ces microsystèmes électromécaniques demandent un PCB avec une électronique de commande qui complique leur intégration à grande échelle. De plus, la fiabilité de ces derniers reste assez limitée.

Afin de faire le point sur ces technologies, nous proposons de les comparer en nous appuyant sur les paramètres suivants : résolution et type de détection ; consommation énergétique.

d. Comparatif des solutions :

En nous appuyant sur les données du Tableau 1 et sur les solutions énumérées ci-dessus, il semble évident qu'une technologie de détection à ondes guidées est la plus adaptée aux structures hétérogènes mêlant composite et métallique. L'incapacité de détecter des impacts peut cependant être contournée en intégrant des accéléromètres. Les résultats des comparatifs effectués entre les différentes technologies sont reportés dans les Figure 38, Figure 39 et Figure 40.

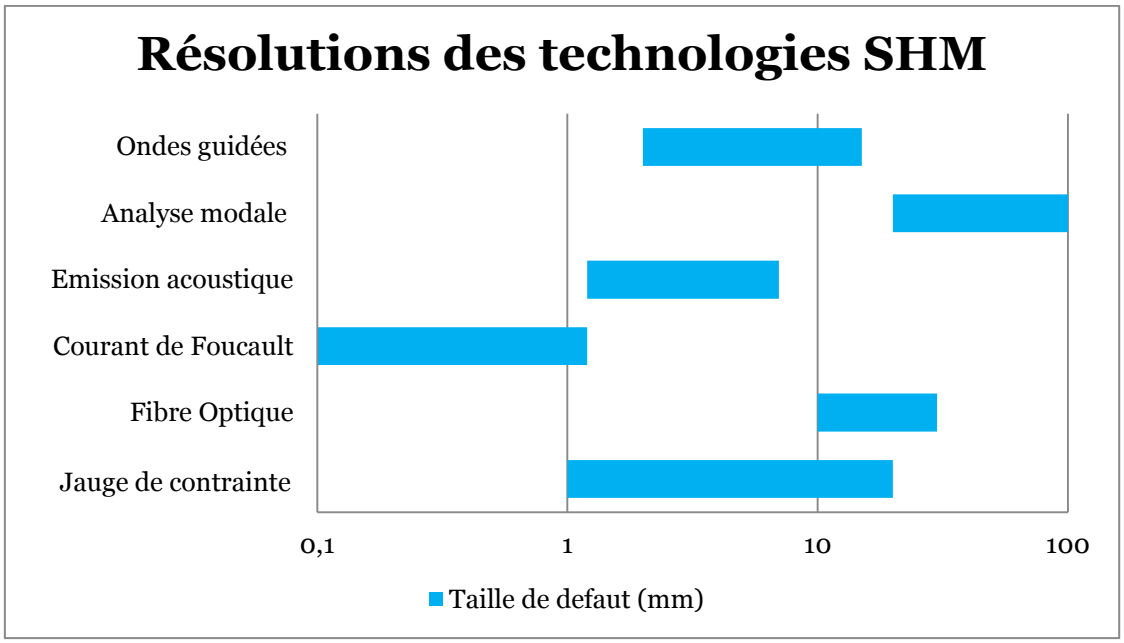


Figure 38 : Comparatif des résolutions de détection des technologies SHM

Le Tableau 3 permet de répertorier les différents types de défauts et les technologies susceptibles de les détecter avec plus ou moins de facilité.

Par ailleurs, l'introduction constante de nouveaux matériaux dans l'aéronautique complexifie les structures qui, au final, mixent alliages métalliques et matériaux composites. La différence de nature physique entre les deux compartimente les technologies SHM en deux : celles spécifiques aux matériaux composites et celles spécifiques aux alliages métalliques. Au final, aucune technologie ne peut couvrir le large spectre de détections exposé en tableau 3.

Notre volonté de développer une solution susceptible d'être appliquée aux structures hétérogènes et adaptée à tous les types de défauts passe par la fusion des deux approches. La première est celle par ondes guidées car il est clair qu'elle recouvre le plus de défauts et, en sus, fonctionne sur tous types de structures tant que son épaisseur n'est pas très élevée (quelques mm) . La deuxième est l'approche modale basée sur la mesure d'impédance capteur/structure. Ces deux technologies réunies sont insensibles au type de structure et permettent, en fusionnant leurs données, de détecter tous les types de défauts précédemment évoqués.

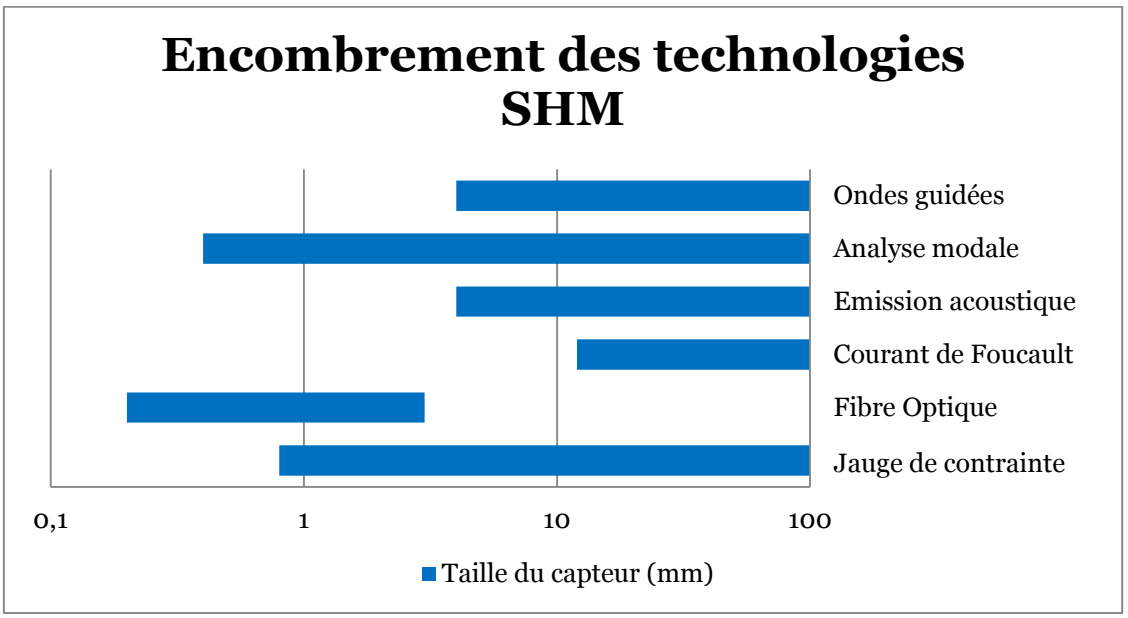


Figure 39: Comparatif de la taille des capteurs SHM

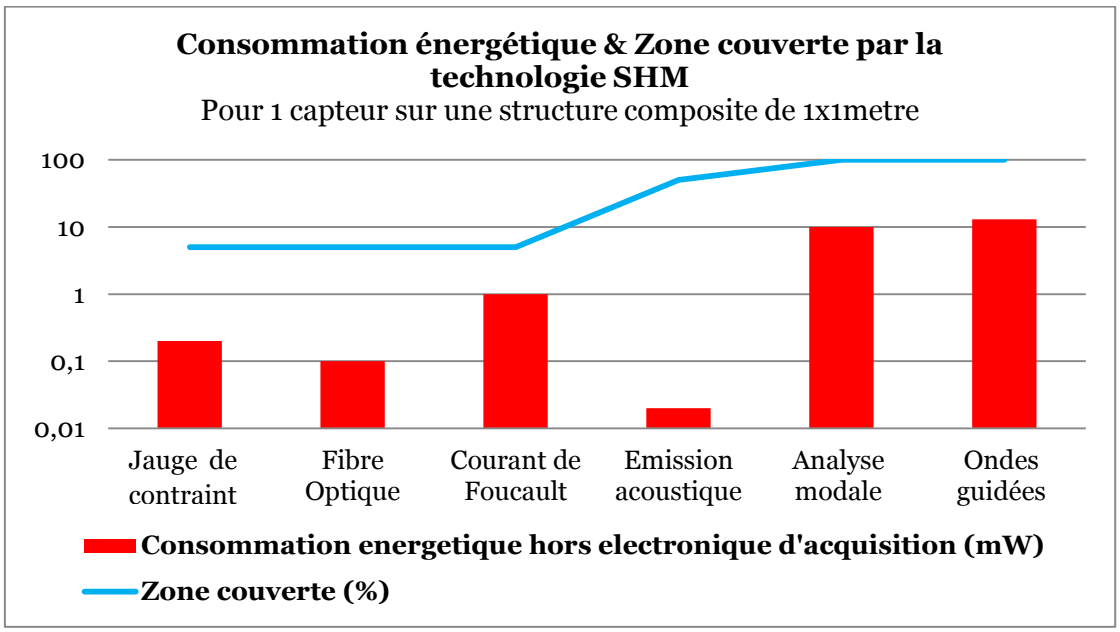


Figure 40 : Comparatif de la consommation énergétique par rapport à l'efficacité de détection

Tableau 3: Type de défauts et des systèmes de détections utilisées en SHM

Technique SHM	Type de défauts					
	Impact	**Crack de fatigue**	**Dommage rivets**	**Délaminage**	**Décollement**	**Corrosion**
Jauge de contrainte	+	-	-	-	-	-
Ondes guidées	-	+	-/+	+	+	+
Fibre de Bragg	+	-	-	+	+	-
MEMS (Analyse modale)	++	-	-	+	+	-
Courant de Foucault	-	+	-/+	-	-	+

5. Conclusion

La complexification constante des structures aéronautiques et le manque de visibilité sur le comportement et le vieillissement de ces dernières imposent l'utilisation de nouvelles procédures de surveillance de santé.

Dans ce premier chapitre, nous avons énuméré, examiné et comparé les technologies d'inspections non destructives classiques et montré leurs limites dans la prévention des défaillances mécaniques de structure. La nécessité d'une nouvelle approche s'inspirant du monitoring de santé des humains, comblant les lacunes d'une inspection trop manuelle où l'intervention humaine est obligatoire, se fait ressentir. Pour cela, un état de l'art des technologies NDI/SHM existantes a été présenté. Chaque solution a été étudiée puis comparée avec les autres afin de montrer les avantages et inconvénients des technologies qui lui sont associées.

Suivant la fonction opérationnelle des structures, nous avons démontré qu'il était possible de discriminer deux types d'inspections:

- Structures auto sollicitées où l'excitation physique (vibratoire, thermique …) était le produit de leurs modes de fonctionnement. De ce fait, le suivi de santé se faisait par une écoute de marqueurs générés. Nous avons détaillé le cas des structures tournantes ou des ouvrages d'art. Dans ces deux exemples, une écoute des modes propres de résonances permettaient de témoigner de leurs états de santé.

- Structures inertes où l'excitation d'inspection est fournie par l'outil de contrôle. Dans ce cas, la méthode de diagnostic est considérée comme active. Elle se base sur une comparaison avec un état témoin considéré comme référence.

Au vu de cette diversité de défauts et de structures, et après examen de l'état de l'art, il est nécessaire de trouver une solution commune ou qui apporte une adaptabilité suffisante pour être appliquée. Nous avons pris conscience qu'une nouvelle approche basée sur une fusion des méthodes d'inspections doit être recherchée afin de couvrir le plus de défauts possibles.

Pour ce faire, une nouvelle méthodologie hybride se basant sur une approche active ou passive sera développée. Pour couvrir ces spectres opérationnelles, la méthode sera construite autour d'un effecteur basée sur une solution piézoélectrique combinant une fonction actionneur et/ou capteur.

Chapitre II

Outils de contrôle de structures aéronautiques par effecteurs piézoélectrique

Sommaire :

1. Introduction ---------- 57

2. Ondes guidées élastiques ---------- 57

a. Ondes de Lamb ---------- 58
b. Principe de la détection de défauts par ondes de Lamb---------- 65

3. Génération des ondes de Lamb ----------66

a. Principe de transduction ---------- 66
b. Effecteur piézoélectrique ---------- 67
c. Dimensionnement de l'effecteur---------- 70
d. Validations théoriques et expérimentales ----------71
e. Interfaçage effecteur/structure ----------73
f. Banc de test ---------- 79

4. Conclusion----------80

1. Introduction

La complexification des structures aéronautiques suite à l'introduction massive de matériaux hétérogènes nécessite, comme il a été reporté dans le chapitre précédent, une surveillance capable de détecter l'apparition de petits défauts tels que délaminages, fissures, ou bien encore endommagements de fibres.

C'est donc dans ce contexte que nous souhaitons apporter une solution à la problématique induite par l'utilisation de matériaux dont le comportement intrinsèque est mal maitrisé. La réponse que nous souhaitons amener est le développement d'un réseau d'effecteurs dédiés à une évaluation non destructive et non intrusive pour un diagnostic rapide par comparaison de signatures.

Avant de présenter la méthodologie de détection ainsi que ses résultats sur structures aéronautiques, nous allons présenter la théorie des ondes guidées et plus spécifiquement celle des ondes de Lamb, avant de s'attarder sur l'effecteur piézoélectrique conçu pour la génération et la mesure des champs de compressions. Pour ne pas alourdir l'étude, toutes les étapes de calculs sont reportées en annexe. Une partie expérimentale prouvant la robustesse de la méthode sera finalement présentée sur des matériaux composites et métalliques.

2. Ondes guidées élastiques

Contrairement à la majorité des ondes élastiques (dites aussi mécaniques), les ondes guidées ont une capacité à se propager sur de longues distances avec une perte minimale d'énergie tout en restant confinées dans une région bornée, orthogonale à celle de la direction de propagation [60]. Ainsi, suivant la nature de la structure dans laquelle ces ondes se déplacent et suivant le mode de propagation et de confinement énergétique, nous distinguons plusieurs familles d'ondes guidées et qui sont répertoriées dans le Tableau 4.

Tableau 4: Les différents types d'ondes guidées élastiques

Onde de plaque	Onde de cylindre	Onde d'interface ou de surface
Onde de Lamb	Onde de flexion	Onde de Love
Onde de cisaillement Horizontale (Transversale Horizontale)	Onde de torsion	Onde de Rayleigh
Onde de flexion	Onde de compression (longitudinale)	
Onde de compression (Longitudinale)		
Onde axisymétrique		
Onde anti-axisymétrique		

Quand la fréquence d'excitation de ces ondes est supérieure à 20kHz, on parle d'ondes ultrasoniques guidées (connus sous l'acronyme OUG) [61]. Ces ondes, dans leur ensemble, présentent deux spécificités naturelles qui sont la multitude de modes et la dispersion. En effet, les OUG ayant des vitesses de phase non constantes, certains paquets d'ondes initialement émis s'allongent et s'aplatissent au cours de leurs propagations comme on peut le voir en Figure 41 ; ce phénomène est appelé dispersion [62]. Quant à l'aspect multimodal, il s'explique par la génération, pour une fréquence fixée, de plusieurs paquets distincts avec des vitesses de groupe différentes (Cf. Figure 41). Ce phénomène est lié à la fréquence d'excitation : plus celle-ci est grande plus le nombre de modes est grand [63] [64].

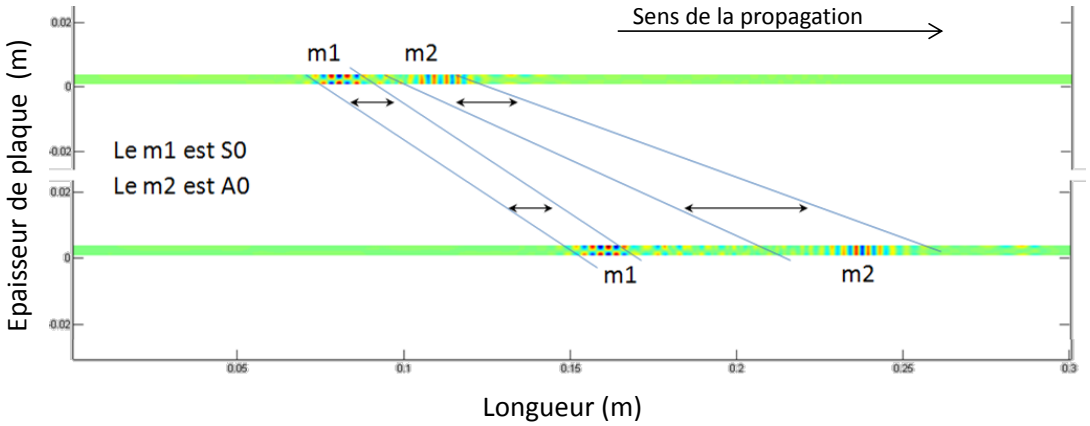


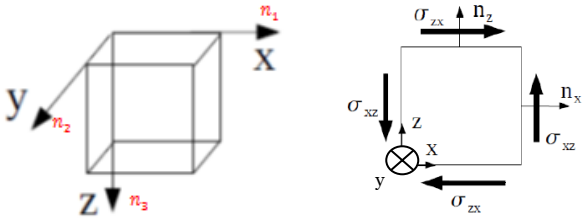
Figure 41. Simulation d'une propagation de deux modes d'ondes guidées M1 et M2 sur une distance de 30 cm.

a. Ondes de Lamb

De par leurs facteurs de formes donnés par le rapport de la longueur sur l'épaisseur, les géométries aéronautiques peuvent être assimilées à des plaques. Pour plus de simplicité, nous ne considérerons que le cas des matériaux isotropes. En négligeant les forces de pesanteur et d'inertie du solide, le principe fondamental de la dynamique, appliqué à un élément de volume dV (Cf. Figure 42), est donné par :

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial n_j} \quad (1)$$

Où u_i, σ_{ij}, ρ sont respectivement les déplacements, le tenseur des contraintes et la masse volumique du matériau suivant les axes n_j ; le terme $\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2}$ correspond à la variation de la quantité de mouvement par unité de volume de la particule.



(a) (b)

Figure 42 : (a) Volume unitaire dV (b) répartition des contraintes sur une surface unitaire

Si l'onde se propage suivant la configuration de la Figure 42, en direction de l'axe x, l'équation (1) devient :

$$\rho \frac{\partial^2 u_x}{\partial t^2} = div\ \sigma = \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z} \qquad (2)$$

En appliquant la loi de Hooke, on obtient l'équation du mouvement, qualifiée d'équation différentielle de Lamé-Navier :

$$\rho \frac{\partial^2 \vec{u}}{\partial t^2} = (\mu + \lambda)\, \overrightarrow{grad}\, div\, \vec{u} + \mu \vec{\Delta}\, \vec{u} \qquad (3)$$

Avec λ et μ, deux constantes de Lamé, que nous pouvons écrire en fonction du module Young et de Poisson et qui définissent respectivement la résistance du matériau aux variations de volume et aux variations de cisaillements.

Dans le cas d'une propagation d'ondes élastiques dans un milieu limité, nous prenons l'exemple qui nous intéresse : celui d'une plaque d'épaisseur finie. Dès lors, les solutions de l'équation différentielle de Lamé-Navier doivent satisfaire les conditions aux limites mécaniques. Le premier à avoir tenté de les calculer fut Rayleigh en 1887 [6]. Il décrivit la propagation d'ondes polarisées elliptiquement se déplaçant à la surface de matériaux solides élastiques semi finis. Ces ondes, qui désormais portent son nom, ne se propagent qu'en surface ; ce qui fait que leurs amplitudes s'atténuent en quelques longueurs d'ondes dans la profondeur du milieu. En 1911, Love montra l'existence d'ondes transversales polarisées horizontalement [65], plus communément appelés ondes SH (Shear Horizontal) ou cisaillements horizontaux. Puis Lamb, en 1917, étudia la propagation d'ondes polarisées en compression et en cisaillement [66]. Nous démontrerons par la suite que dans le cas d'un matériau d'épaisseur finie, ces deux types d'ondes peuvent exister sans interagir l'une avec l'autre.

D'après la formulation généralisée de la décomposition de Helmholtz, quelle que soit la fonction $\vec{u}$ dérivable, on peut écrire :

$$\vec{u} = \nabla\Phi + \overrightarrow{rot}\, \vec{\Psi} \qquad (4)$$

Cette équation, utilisée par Viktorov [67], permet de décomposer le champ de déformation acoustique $\vec{\mathbf{u}}$ à l'intérieur du milieu de propagation en une somme d'un gradient de potentiel scalaire Φ et du rotationnel d'un potentiel vecteur Ψ .

Le calcul détaillé (Annexe 1) permet d'établir les équations différentielles de propagation des ondes élastiques dans la structure étudiée.

$$\begin{cases} c_p^2\,\Delta^2\Phi = \dfrac{\partial^2\Phi}{\partial t^2} \qquad \text{avec} \quad c_p^2 = \dfrac{(\lambda+2\mu)}{\rho} \\ c_s^2\,\Delta^2\overrightarrow{\Psi} = \dfrac{\partial^2\overrightarrow{\Psi}}{\partial t^2} \qquad \text{avec} \quad c_s^2 = \dfrac{\mu}{\rho} \end{cases} \tag{5}$$

La première équation relie la propagation du potentiel scalaire $\mathbf{\Phi}$ à la vitesse longitudinale $\mathbf{c_p}$, alors que la deuxième représente la propagation du potentiel vectoriel $\overrightarrow{\mathbf{\Psi}}$ à la vitesse transversale $\mathbf{c_s}$.

Ainsi, si on étudie la propagation de l'onde suivant l'axe x, les potentiels scalaires et vectoriels, solutions des deux équations différentielles (5) sont de la forme :

$$\Phi = \Phi(y)\cdot e^{i(k\cdot x-\omega t)} \tag{6}$$

$$\overrightarrow{\mathbf{\Psi}} = \left(\Psi_x(y)\overrightarrow{e_x} + \Psi(y)\overrightarrow{e_y} + \Psi_z(y)\overrightarrow{e_z}\right)\cdot e^{i(k\cdot x-\omega t)} \tag{7}$$

Où k est le vecteur d'onde, ω est la fréquence angulaire, $\mathbf{\Psi_x}, \mathbf{\Psi_y}, \mathbf{\Psi_z}$sont les composantes scalaires de $\overrightarrow{\mathbf{\Psi}}$.

En s'appuyant une nouvelle fois sur l'expression de $\vec{u}$ (Eq. 4), on déduit que les composantes du déplacement sont :

$$\begin{cases} u_x = ik\phi - \dfrac{\partial\psi_z}{\partial y} \\ u_y = ik\psi_z + \dfrac{\partial\phi}{\partial y} \\ u_z = -ik\psi - \dfrac{\partial\psi_x}{\partial y} \end{cases} \tag{8}$$

D'après ces dernières, nous constatons que les deux premières composantes u_x et u_y du mouvement sont couplées et ne dépendent que des potentiels scalaires ϕ et ψ_z. Ces deux composantes décrivent une polarisation sagittale et représentent donc l'onde de Lamb. La troisième composante, totalement indépendante des deux premières, présente une polarisation horizontale (suivant l'axe x). Cette onde est celle découverte par Love.

Malheureusement, même si l'onde SH est très dispersive, cette dernière reste difficilement exploitable dans notre application de par la nature même de sa polarisation.

La résolution de l'équation du mouvement (8) passe par l'établissement des potentiels scalaires :

$$\begin{cases} \Phi = (A \cdot \cos py + H \cdot \sin py)e^{i(k \cdot x - \omega t)} \\ \Psi_x = (B \cdot \cos qy + G \cdot \sin qy)e^{i(k \cdot x - \omega t)} \\ \Psi_y = (E \cdot \cos qy + D \cdot \sin qy)e^{i(k \cdot x - \omega t)} \\ \Psi_z = (C \cdot \cos qy + F \cdot \sin qy)e^{i(k \cdot x - \omega t)} \end{cases} \quad (9)$$

Où, $P^2 = \Omega^2/C_P^2 - K^2$, $Q^2 = \Omega^2/C_S^2 - K^2$ *et A, B, C, D, E, F, G, H s*ont des constantes d'intégrations. Ces constantes ne peuvent être déterminées que par les conditions aux limites. En supposant que notre structure hôte ou plaque ait une épaisseur de 2d et que ses faces supérieure et inférieure soient non contraintes, alors nous pouvons écrire :

$$\begin{aligned} \sigma_{yx}(x,-d) &= -\sigma_{yx}(x,d) = 0 \\ \sigma_{yy}(x,-d) &= \sigma_{yx}(x,d) = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

La contrainte étant liée à la déformation par la loi de Hooke et la déformation au déplacement par simple différentiation, il nous est donc possible, en combinant les équations (8) et (9) de calculer les constantes d'intégration par le système d'équations suivant :

$$\begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} & C_{34} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{43} & C_{44} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & C_{56} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{65} & C_{66} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{77} & C_{78} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{87} & C_{88} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A \\ B \\ C \\ D \\ E \\ F \\ G \\ H \end{pmatrix} = 0 \quad (11)$$

où

$C_{11} = -2ikp \sin pd \quad C_{12} = [k^2 - q^2] \sin qd$

$C_{22} = 2i\mu kq \cos qd \quad C_{21} = [(\lambda + 2\mu)\alpha^2 + \lambda k^2] \cos pd$

$C_{43} = 2ikp \cos pd \quad C_{44} = [k^2 - q^2] \cos qd$

$C_{34} = -2i\mu kq \sin qd \quad C_{33} = [(\lambda + 2\mu)\alpha^2 + \lambda k^2] \sin pd$

Le calcul d'une solution analytique générale qui résoudrait le système d'équations (11) n'est pas simple. Ceci dit, de par la forme de la matrice, on est capable de décomposer le système en plusieurs sous systèmes dont la résolution n'est possible que par le calcul des sous déterminants (A, B), (C, D), (E, F), (G, H). L'analyse de ces derniers montre que chaque couple mène à l'équation caractéristique d'un genre de propagation.

Dans le cas d'une plaque présentant une épaisseur du même ordre de grandeur que la longueur d'onde générée, Lamb a montré que les ondes de plaques qui s'établissent résultent de la superposition d'une série discrète d'ondes guidées que nous pouvons classifier en deux modes distincts : les modes symétriques (S_0 S_1 S_2…) et les modes antisymétriques (A_0 A_1 A_2…). Ces ondes ont la particularité de mettre en mouvement tout le matériau dans lequel elles se propagent, ce qui les rend très intéressantes pour nous.

L'analyse (en Annexe 1) montre que (A, B), (C, D) correspondent respectivement aux modes symétriques et antisymétriques des ondes de Lamb, tandis que (E, F) et (G, H) gouvernent la propagation des modes symétriques et asymétriques des ondes SH (Onde de Love ou cisaillement horizontal).

Ainsi, le calcul des déterminants (A, B), (C, D) nous amène à l'équation caractéristique de ondes de Lamb, plus communément appelée équation de Rayleigh-Lamb.

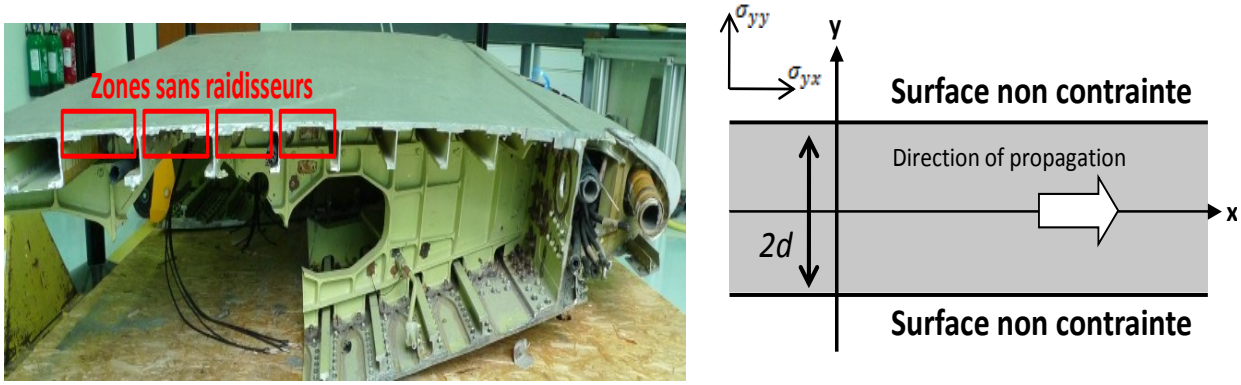
$$\frac{\tan pd}{\tan qd} = -\left[\frac{4k^2pq}{(k^2-q^2)^2}\right]^{\pm 1} \qquad (12)$$

Où l'exposant (+1) correspond aux modes symétriques et l'exposant (-1) aux modes antisymétriques.

Trouver une solution à l'équation 12 n'est pas simple, car p et q dépendent aussi de k. La résolution analytique n'est possible que dans les domaines asymptotiques où ω tend vers zero ou l'infini. La solution numérique de l'équation de Rayleigh-Lamb permet de déterminer les nombres de modes d'ondes existant k_0^s , k_1^s , k_2^s … à chaque fréquence.

Les ondes de Lamb sont cependant très complexes à étudier car, comme le montrent les équations 12, la superposition des modes dépend fortement du produit fréquence-épaisseur de plaque *fd*. Ainsi, quand *fd* est relativement petit (quelques millimètres. Hz), seuls les modes S0 et A0 coexistent alors que si $fd \to \infty$, les ondes Lamb se transforment en une onde surfacique (Ondes de Rayleigh).

L'application pratique de ce modèle à une structure avionique telle que celle d'une aile de l'A320 (Cf. Figure 43) nous permet de valider les hypothèses de calcul.



(a) (b)

Figure 43 : (a) Aile d'avion A320 en Al2024 (b) Structure plaque d'épaisseur 2d. Les deux surfaces sont non contraintes

Cette approche permet donc de tracer l'évolution de k en fonction de ω (Cf. Figure 44). La substitution des valeurs propres k trouvées dans le système d'équations précédent, permet l'obtention des constantes A, B, C et D pour $k = k_0^a, k_1^a, k_2^a \ldots$ et $k = k_0^s, k_1^s, k_2^s \ldots$

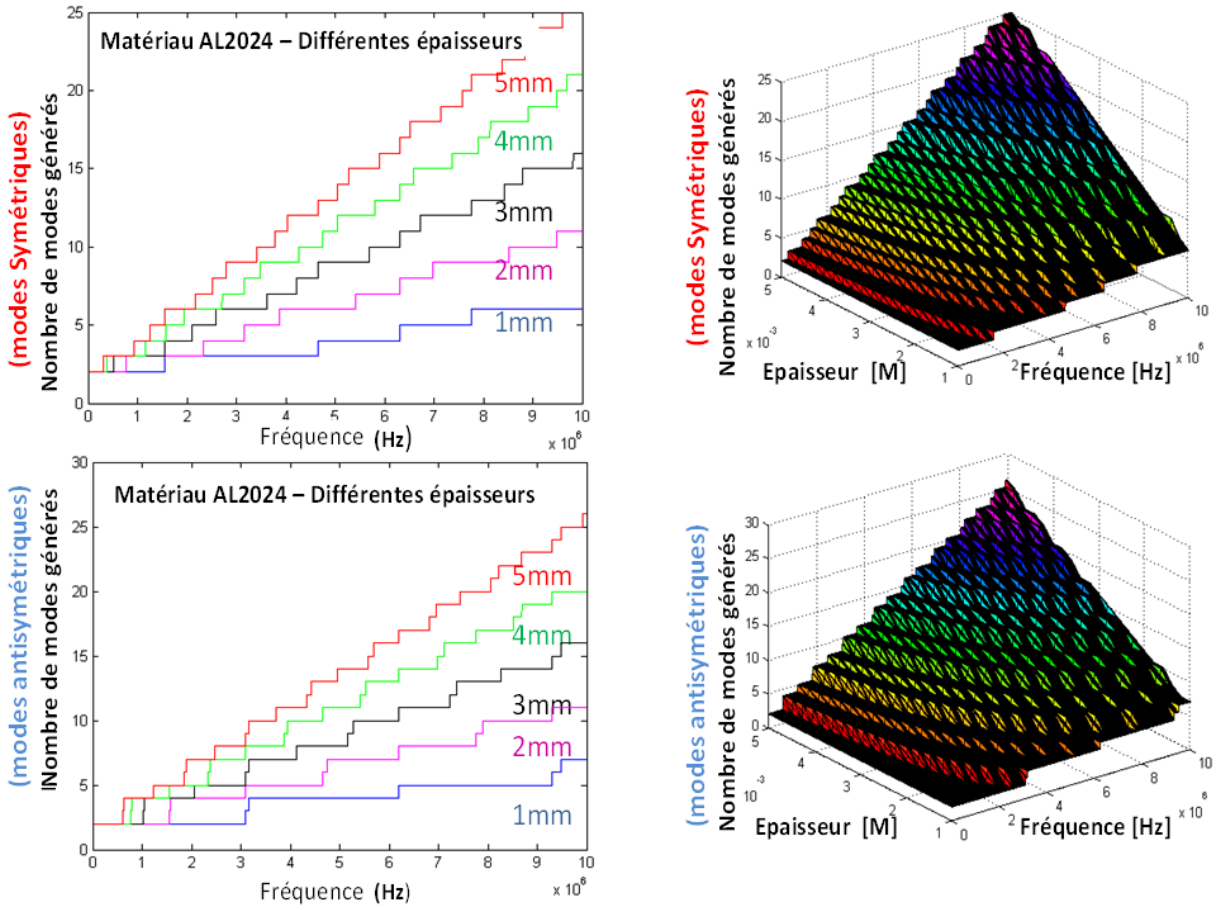


Figure 44: Nombre de modes générés dans le cas des propagations symétriques et antisymétriques dans une plaque d'AL2024 d'épaisseur variable.

Cette approche nous donne finalement les composantes scalaires des équations du mouvement de matière des ondes antisymétriques :

$$u_x = -2k^2q \sin qd \sin py + q(k^2 - q^2) \sin pd \sin qy \quad (13)$$
$$u_y = 2ikpq\ sin\ qd \cos py - ik(k^2 - q^2) \sin pd \cos qy$$

et celles symétriques :

$$u_x = -2k^2q \cos qd \cos py + q(k^2 - q^2) \cos pd \cos qy \quad (14)$$
$$u_y = -2ikpqcos\ qd \sin py - ik(k^2 - q^2) \cos pd \sin qy$$

Que ce soit pour le mode symétrique ou antisymétrique, le champ de déformation acoustique créé par ces modes fondamentaux est distribué sur toute l'épaisseur de la structure hôte (Cf. Figure 45).

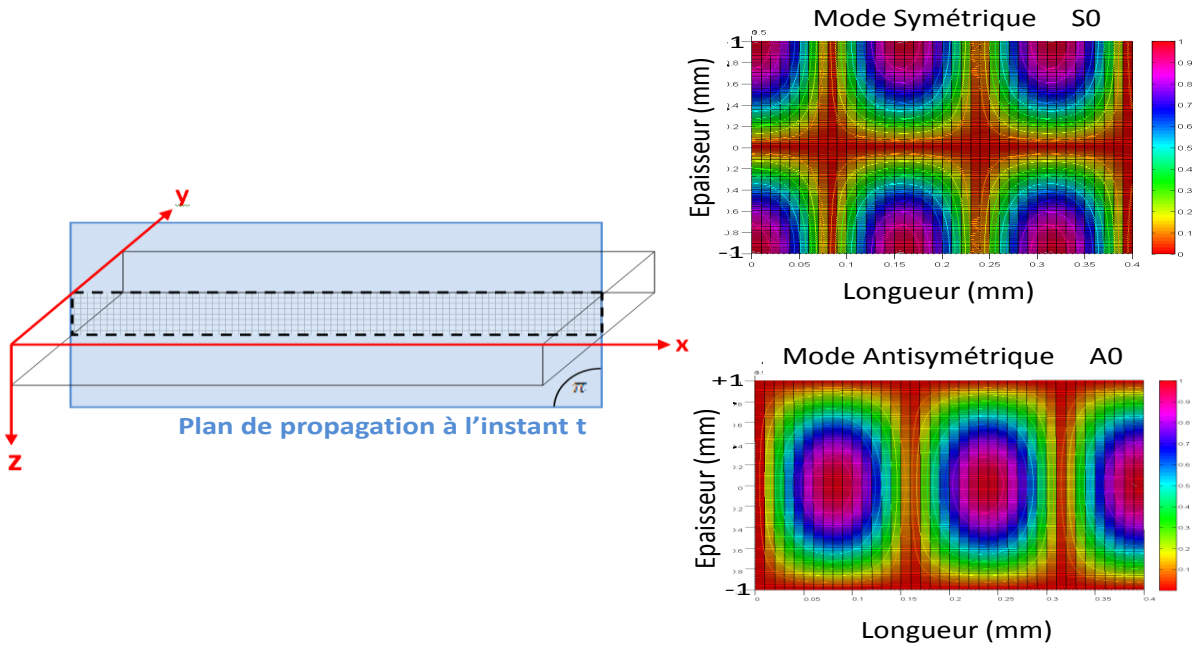


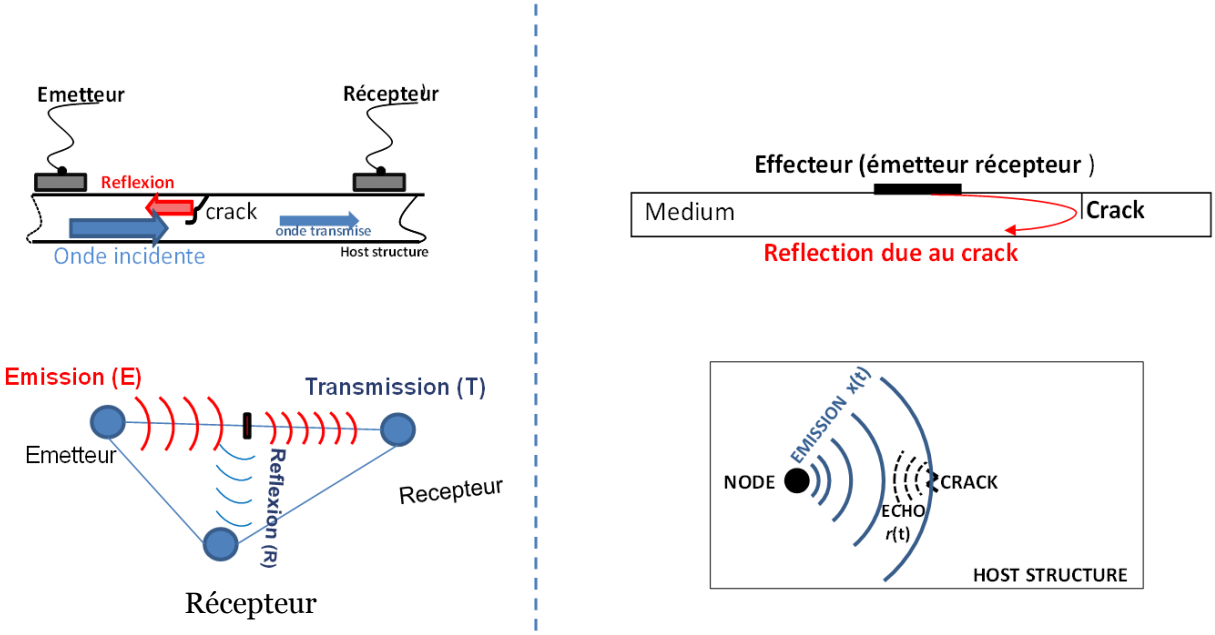
Figure 45 : Champs de déformations produites par les modes fondamentaux A0 et S0 à l'intérieur d'une plaque d'AL2024 d'épaisseur 2mm.

Il nous est donc possible d'exploiter ces ondes pour détecter des défauts enfouis au sein d'un matériau, et qui sont invisibles sur les faces extérieures de ce dernier. Ce sont ces principes que nous allons détailler et utiliser pour détecter des défauts structurels enfouis dans les structures d'aéronefs où l'épaisseur ne dépasse pas les quelques millimètres.

b. Principe de la détection de défauts par ondes de Lamb

De par la propriété de conservation d'énergie des ondes de Lamb, il nous est possible de sonder des structures complexes sur une relative grande superficie. L'atténuation énergétique dépend essentiellement de la nature du matériau et de ses constantes d'absorptions. Basiquement, en s'inspirant du monde des radars et de la navigation aérienne, il est théoriquement possible de localiser un défaut mécanique ou une irrégularité par deux méthodes dont les principes sont schématisées en Figure 46:

- L'analyse de type pulse écho : technique analogue au sonar et à la télémétrie radar. Elle s'appuie sur l'identification des divers échos pour détecter une irrégularité dans la structure sondée.
- L'analyse de type pitch catch [63]: technique qui s'appuie sur les distorsions harmoniques qu'introduit le défaut sur le signal attendu lors du passage de l'onde de Lamb. Dans ce cas, le diagnostic s'appuie sur la comparaison avec une signature témoin.



(a) (b)

Figure 46 : Schémas représentant le mode de détection de défauts dits 'pitch catch' (a) et 'pulse écho' (b)

Toutes les deux s'appuient sur l'utilisation des ondes de Lamb, mais chacune présente des spécificités en termes de principe et de travail bien qu'en apparence celle du pulse-écho soit plus facile à interpréter.

3. Génération des ondes de Lamb

a. Principe de transduction

La génération d'ondes acoustiques, et donc d'ondes guidées, s'appuie sur plusieurs techniques exploitant pour l'essentiel deux principaux phénomènes physiques :

- La magnéto transduction [68]
- La piézoélectricité [69]

Dans le premier cas, la génération des ondes de Lamb se fait sans contact entre la structure et l'effecteur comme le montre la

Figure 47. Les sondes s'appuyant sur ce principe exploitent un courant électrique tournant couplé à un fort champ magnétique pour générer des forces de Lorentz à la surface du matériau. En faisant varier le courant, il nous est ainsi possible de créer la contrainte nécessaire pour générer des ondes acoustiques guidées.

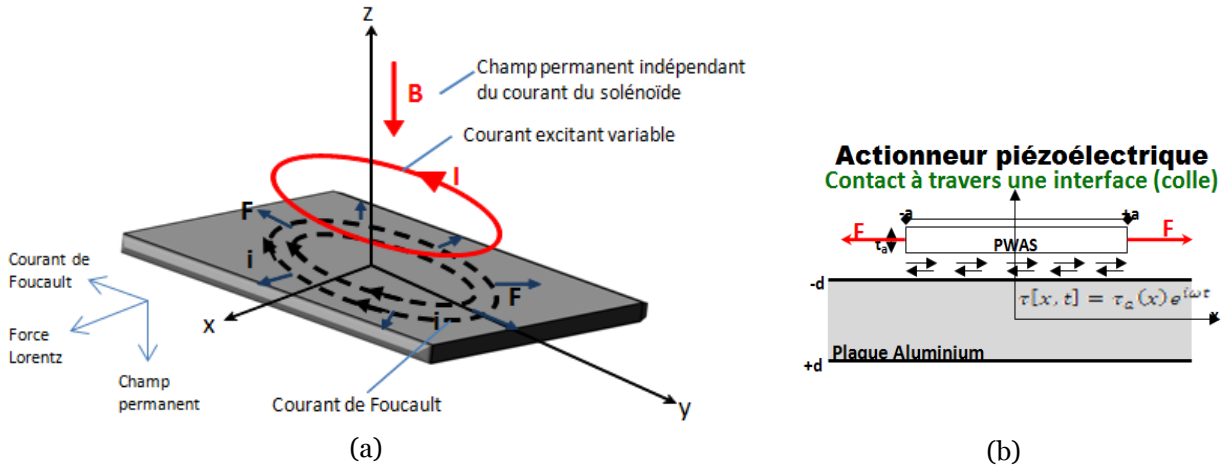


Figure 47 : Principe physique de la génération d'ondes de Lamb. (a) Principe de la génération avec des transducteurs magnéto acoustiques : les ondes sont générées à la surface d'une plaque métallique. (b) Principe de la génération avec un transducteur piézoélectrique.

L'inconvénient des transducteurs sans contacts exploitant les forces de Lorentz est double :

- D'un côté, l'absence de porteurs chargés rend les techniques se basant sur les courants de Foucault inutilisables sur des structures diélectriques tels que les matériaux composites
- De l'autre, les fréquences d'excitation sont basses. En effet, pour atténuer l'effet de peau (accumulation des porteurs en surface) et générer une contrainte en profondeur, ces sondes ont des points de fonctionnement qui peuvent descendre en dessous du kHz, ce qui est en contradiction avec la condition de détection de petits défauts.

Dans le cas de la piézoélectricité, il est possible de générer une déformation mécanique par un effecteur piézoélectrique lorsqu'il est soumis à un champ électrique externe. De façon réversible, lorsqu'ils sont soumis à une force mécanique, ces effecteurs génèrent un déplacement de porteurs qui se traduit par la création d'un champ électrique proportionnel à la contrainte appliquée. Se basant sur ce principe, il est possible de développer 3 types d'effecteurs :

- **Effecteur à couplage par air** : La contrainte ou le champ de compression créé par l'effecteur piézoélectrique est transmis par l'air à la surface de la structure. Une fois à l'interface avec la structure, la contrainte se traduit par la génération d'une onde de Lamb [70].

- **Effecteur par couplage liquide ou solide** : Le principe est fondamentalement le même que pour le cas précédent sauf que les rendements sont meilleurs. Ceci dit, la technique de mise en œuvre est bien plus complexe [50].

- **Effecteur à contact direct :** Dans cette configuration, l'effecteur est directement couplé à la structure. La déformation et les contraintes générées par ce dernier sont donc directement transmises au matériau avec une perte d'énergie minime. Comme nous allons le constater par la suite, cette perte est seulement due à la nature du collage. De par ce point il est évident que cette configuration, simple à mettre en œuvre, est la plus optimale [71].

b. Effecteur piézoélectrique

Pour répondre à la problématique de positionnement sur la structure nous avons choisi la configuration la plus appropriée à savoir : transduction piézoélectrique à contact direct. Le dimensionnement de l'effecteur rend donc la génération de déformations et ainsi d'ondes acoustiques possible, à condition de modéliser le binôme du problème constitué par le phénomène à observer et le choix du matériau. Pour fixer ce dernier, il est nécessaire d'en établir les équations de piézoélectricité reliant les potentiels électriques aux déformations/contraintes. Celles-ci peuvent être résumées par l'équation suivante :

$$\begin{Bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \\ S_{11} \\ S_{22} \\ S_{33} \\ S_{23} \\ S_{13} \\ S_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} P_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{15} & 0 \\ 0 & p_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{15} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & p_3 & d_{31} & d_{31} & d_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_{31} & c_{11} & c_{12} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_{31} & c_{12} & c_{11} & c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_{33} & c_{13} & c_{13} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_{15} & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 & 0 \\ d_{15} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ T_{11} \\ T_{22} \\ T_{33} \\ T_{23} \\ T_{13} \\ T_{12} \end{Bmatrix} \quad (15)$$

Où Q_i et V_i sont respectivement les composantes des quantités de charges électriques générées et celles de la tension; T_{ii} et S_{ii} représentent respectivement les tenseurs de contrainte et de déformation normalisés ; *d*, p et c représentent respectivement les coefficients piézoélectriques liés à la déformation, les constantes de permittivité diélectrique et la compliance élastique.

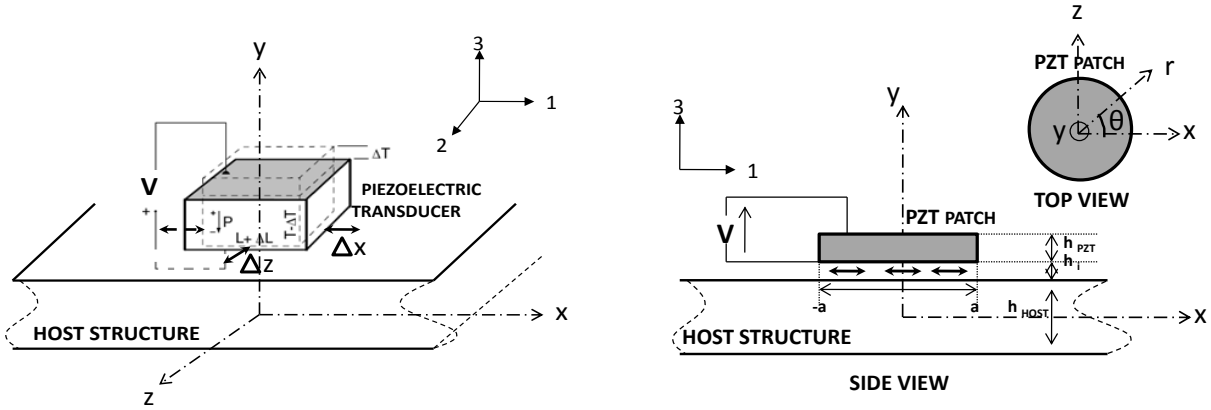


Figure 48 : (a) Transducteur piézoélectrique monté à la surface de la structure (b) Effecteur circulaire collé à la structure par une interface de collage

En examinant l'équation 15, on remarque que l'application d'une tension électrique aux bornes d'un matériau piézoélectrique génère un déplacement suivant l'axe 1, 2 et 3. Le phénomène étant totalement réversible, ce dernier génère un champ électrique lorsqu'il est soumis à une contrainte mécanique. Les principes de transduction ainsi rappelés seront appliqués aux structures représentées en Figure 48.

Néanmoins, la génération électrique et l'actuation mécanique seront différentes en fonction de la nature du matériau et de la configuration adoptée. Dans le tableau 5, nous avons regroupé les caractéristiques des principaux matériaux piézoélectriques potentiellement utilisables dans nos applications.

Tableau 5 : (a) Propriétés des différents matériaux piézoélectriques hors famille des PZT. (b) Propriétés des différentes familles de PZT

(a)

Propriétés	Unité	Film PVDF	$BaTiO_3$
Densité	Kg/m^3	1780	5700
Permittivité relative	$\varepsilon/\varepsilon_0$	12	1700
d31	$10^{-12}C/N$	23	78
g31	$10^{-3}Vm/N$	216	5
k31	à 1kHz	0.12	0.21
M Young	GPa	3	110
Acoustique Z	$10^6kg/m^2s$	2.7	30

(b)

Propriété	*PZT-5A*	PZT-8	*PZT-5J*	*PZT-5H*
Navy type	II	III	V	VI
Permittivité	1750	1100	3000	3200
k33	0.72	0.64	0.73	0.74
k_T	0.5	0.46	0.54	0.54
k31	**0.61**	**0.51**	**0.63**	**0.65**
d33 (pC/N)	390	300	580	650
|d31| (pC/ N)	175	100	220	250
d33 (mV.m/N)	40	29	21	23
|g31| (mV.m/N)	12	10	9	9

Ainsi, après une étude exhaustive (Annexe 2), nous avons décidé d'utiliser les composites PZT (Lead Zirconite Titanate) pour leur excellent coefficient électromécanique (K31=51%). Ce paramètre définit un rapport de rendement énergétique entre la tension appliquée sur l'axe 3 et l'actuation mécanique générée suivant l'axe 1 et 2.

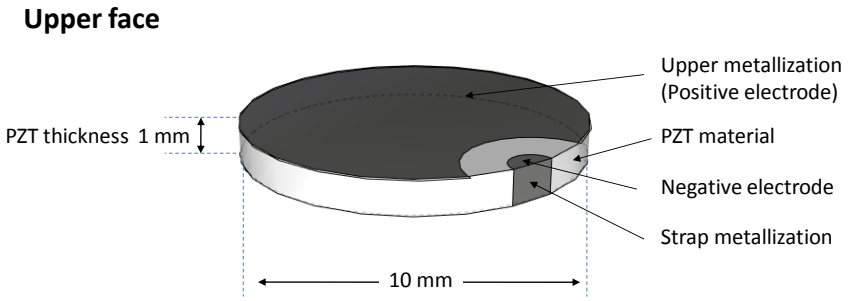


Figure 49 : caractéristiques géométriques 3D de l'effecteur à base de PZT.

Parmi la famille des PZT (dont une partie est présentée dans le Tableau 5(b)), nous avons sélectionné le PZT-5A qui présente les meilleures constantes de génération électrique G31, tout en ayant un bon coefficient d'actuation D31.

Le dernier point de conception est la géométrie de l'effecteur ainsi que le positionnement des électrodes. Ces deux derniers fixent conjointement le mode de déformation de l'effecteur et donc son oscillation et sa fréquence de résonance. En accord avec l'équation générale (15) de la piézoélectricité, la relation entre le champ électrique E et la déformation mécanique d, peux être réduite à :

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_{23} \\ S_{13} \\ S_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & d_{31} \\ 0 & 0 & d_{32} \\ 0 & 0 & d_{33} \\ 0 & 0 & 0 \\ d_{15} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ E_3 \end{Bmatrix} \quad (16)$$

En utilisant la configuration présentée en Figure 48 & Figure 49 avec deux électrodes parallèles au plan (1,2), le champ électrique crée est normal à ce dernier, ce qui a pour effet de générer un déplacement suivant tous les axes comme le montre l'équation suivante :

$$\begin{cases} S_1 = d_{31} E_3 \\ S_2 = d_{32} E_3 \\ S_3 = d_{33} E_3 \end{cases} \quad (17)$$

c. Dimensionnement de l'effecteur

Pour minimiser l'impact de la déformation normale subie par le piezo tout en assurant la génération d'une contrainte uniforme sur la structure, nous avons choisi une géométrie en forme de disque (Cf. Figure 49). De par le choix d'un facteur de forme, l'épaisseur est minime par rapport au diamètre, ce qui aura pour effet de privilégier la déformation radiale par rapport à la déformation normale.

Sur cette base, nous avons établi le cahier des charges des piezo prévus dans nos expérimentations et avons sous-traité leur fabrication à une entreprise spécialisée. Les six dispositifs retenus sont listés dans le Tableau 6 ci-dessous : ils ont tous des formes circulaires mais des épaisseurs et rayons différents. Ces deux paramètres fixent, en y associant les constantes piézoélectriques k31, d31 et la permittivité relative des différents matériaux, les modes propres d'opérations de nos effecteurs [72] [73]. Pour une simplicité de calcul, les fournisseurs de matériaux piézoélectriques englobent toutes les constantes précédemment citées en deux données N_p et N_T [Hz.m], représentant respectivement les constantes fréquentielles radiales et normales. Les calculs détaillés sont joints en annexe.

Ainsi pour une forme en disque d'épaisseur E et de rayon r,

- Mode d'oscillation radial fixé par la relation : $f_r = 2N_p r$
- Mode d'oscillation en épaisseur fixé par la relation : $f_T = N_T E$

Les valeurs des fréquences associées aux 2 modes ont été calculées en fonction des dimensions des disques ; leurs caractéristiques sont reportées dans le Tableau 6.

Tableau 6 : Caractéristiques des effecteurs choisis

Dimensions (2r, E)	Mode radial (kHz)	Mode normal (kHz)
19mm x 2mm	110	1000
19mm x 1mm	110	2000
10mm x 1mm	200	2000
9.5mm x 2mm	210	1000
5mm x1mm	400	2000
5mm x 0.5mm	400	4000

d. Validations théoriques et expérimentales

En utilisant les données du Tableau 6, nous avons sollicité l'entreprise allemande Physik Instrumente (PI) GmbH & Co pour fabriquer les six effecteurs destinés à nos expérimentations.

Le travail de validation de l'approche initiée pour générer des ondes de Lamb à la surface des structures de test a démarré par la vérification des caractéristiques des six échantillons reçus. Pour cela, nous avons utilisé un banc de caractérisation comportant l'analyseur d'impédance Agilent 4294 présenté en Figure 50.

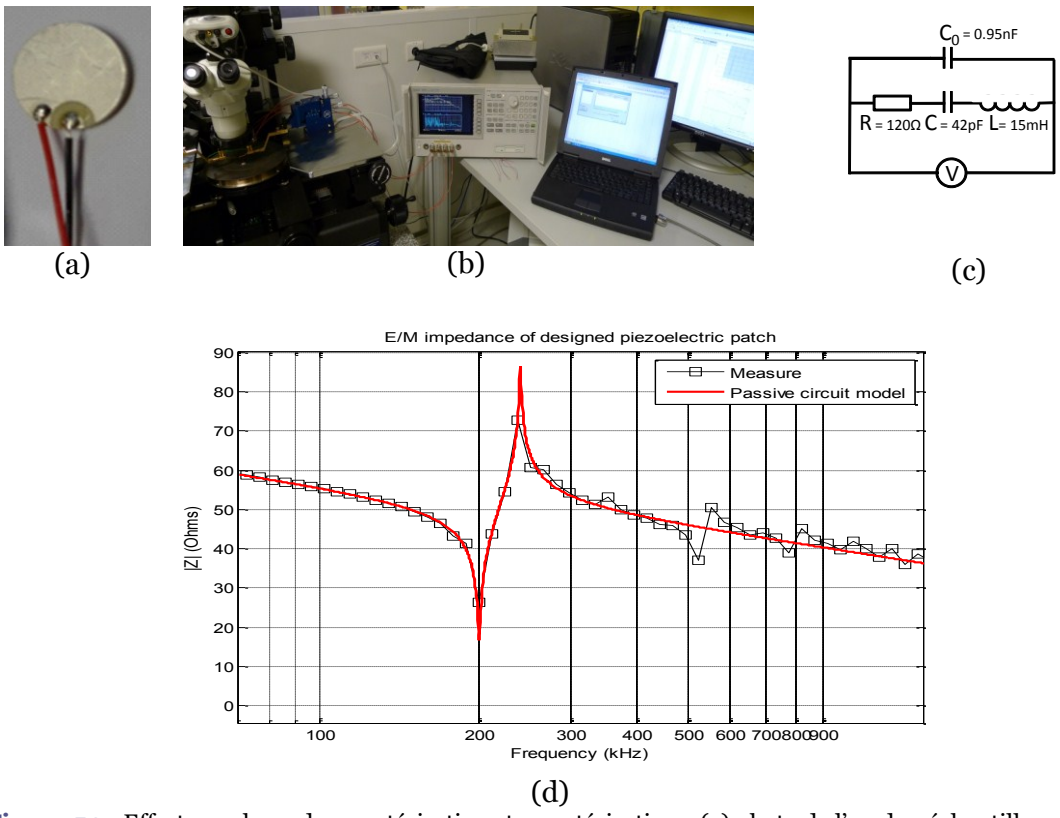


Figure 50 : Effecteurs, banc de caractérisation et caractérisations. (a) photo de l'un des échantillons ; (b). Machine de test sous pointes connectée à l'analyseur Agilent 4294 a PC d'acquisition (c) Schéma équivalent électrique de l'effecteur (d) comportement fréquentiel de l'effecteur

Afin de valider les mesures observées, nous avons identifié le modèle électrique équivalent conformément au circuit de Van Dyke [74] présenté en Figure 50.c . Ce circuit passif est composé de deux circuits résonateurs en parallèles, l'un modélisant la fréquence de résonance et le deuxième la fréquence d'antirésonance. En se limitant au premier mode d'oscillation (vibration radiale), la fréquence de transfert équivalente de l'effecteur non contraint s'écrit :

$$Z_p = \frac{1 + j^2\omega^2 LC}{j\omega(C_0 + C) - j\omega^3 LCC_0} \tag{18}$$

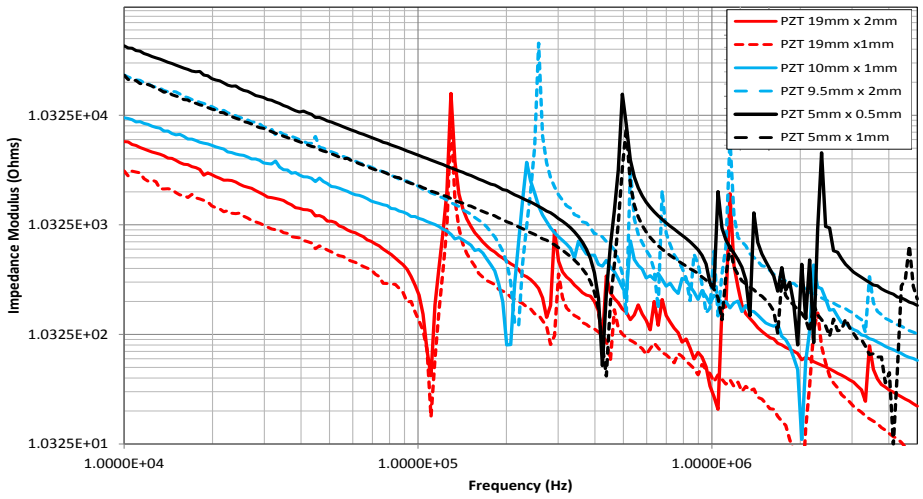
Avec :

- C_0 la capacité du capteur à vide
- et L,C représentant les caractéristiques mécaniques du capteur et liés à la fréquences de résonance f_r et à la fréquence d'antirésonance f_a par les relations :

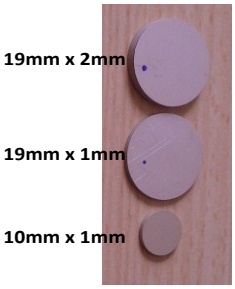
$$f_r = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}} \tag{19}$$

$$f_a = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}}\sqrt{1 + \frac{C}{C_0}} \tag{20}$$

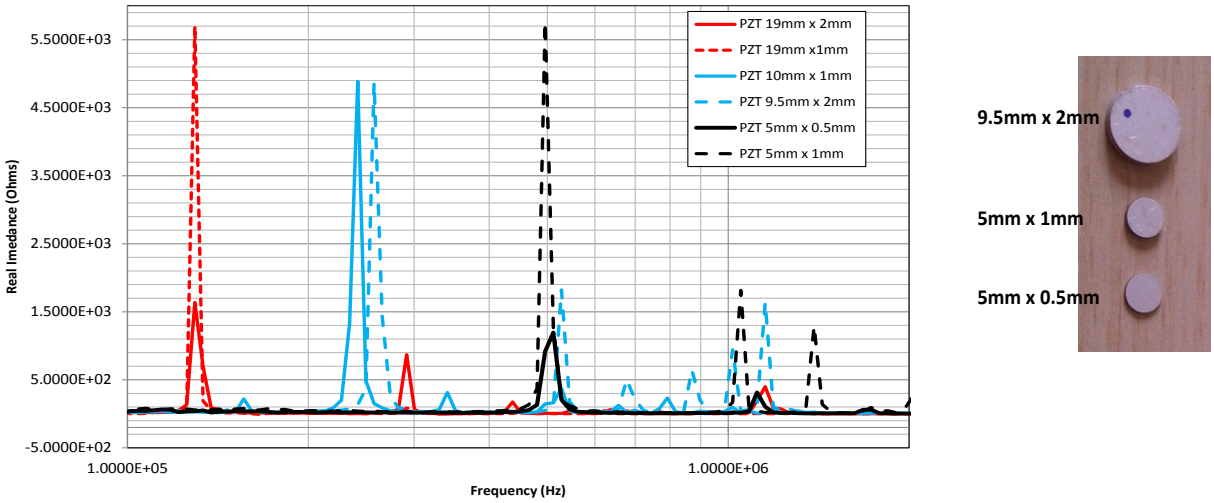
La simulation corrélant précisément la mesure, elle valide le modèle analytique comme on peut le constater sur la Figure 50 (d). Les points expérimentaux suivent quasi-parfaitement la courbe de simulations de Z(f), en particulier au niveau de la fréquence de résonance f_r et d'antirésonance f_a ; la première est marquée par une impédance minimale et la seconde par une impédance maximale. Le modèle électrique construit nous servira à calculer l'adaptation d'impédance nécessaire entre notre piezo et son électronique d'instrumentation.



(a)



(b)



(c) **(d)**

Figure 51 : Caractérisation fréquentielle des différents effecteurs. (a) : Réponse spectrale des effecteurs (b) les trois plus grands effecteurs réalisés (c) L'impédance réelle des effecteurs (d) les trois plus petit effecteurs

Pour éprouver notre modèle, nous avons caractérisé à l'aide du précédent banc (Cf. Figure 50) le reste des effecteurs sous-traités (Cf. Figure 51). Pour mieux faire apparaitre les fréquences de résonance en dé-corrélant le fort comportement capacitif des effecteurs du comportement résistif, nous avons tracé dans la Figure 51.c la partie réelle de l'impédance.

Le fait d'avoir des effecteurs de différentes tailles nous permet d'avoir plusieurs points d'opérations qui nous servirons plus tard à la génération d'ondes de Lamb.

e. Interfaçage effecteur/structure

La polarisation de l'effecteur piézoélectrique avec une tension externe V suivant l'axe 1 permet d'établir, à partir de l'équation (15), la relation liant les déformations de la structure au potentiel électrique appliqué. En coordonnées polaires, les déformations radiale S_r et angulaire S_θ, sont confondus et s'écrivent alors :

$$s_{r-PZT} = s_{r-\theta} = d_{31}\frac{V}{h_{PZT}} \qquad (21)$$

Où d_{31} représente la constante piézoélectrique de déformation, h_{PZT} est l'épaisseur de l'effecteur et V la tension appliquée.

L'effecteur étant directement collé à la surface de la structure, cette déformation se transmet donc à travers un film tampon utilisé pour solidariser le capteur. Compte tenu de la faible

épaisseur de cette colle, la distribution de la déformation générée peut être considérée comme linéaire à travers cette interface. Ceci nous permet d'utiliser le modèle de Crawley [75] [76] qui décrit le processus de transmission de l'actionnement mécanique à travers les couches élastiques et ainsi de calculer S_{PZT-I} et S_{Host-I}, respectivement déformations à l'interface effecteur-colle et colle-structure. En intégrant ces deux paramètres, on peut remonter donc aux expressions des déplacements de matière que subit la colle à son interface avec le capteur u_{PZT-I} et celle avec la structure u_{HOST-I} :

$$S_{PZT-I}(x) = \frac{\alpha}{\alpha+\psi}\ S_{r-PZT}\left(1+\frac{\psi}{a}\frac{\cosh(\Gamma.\mathrm{x})}{\cosh(\Gamma a)}\right) \tag{22}$$

$$S_{HOST-I}(x) = \frac{\alpha}{\alpha+\psi}\ S_{r-PZT}\left(1-\frac{\cosh(\Gamma.\mathrm{x})}{\cosh(\Gamma a)}\right) \tag{23}$$

Où

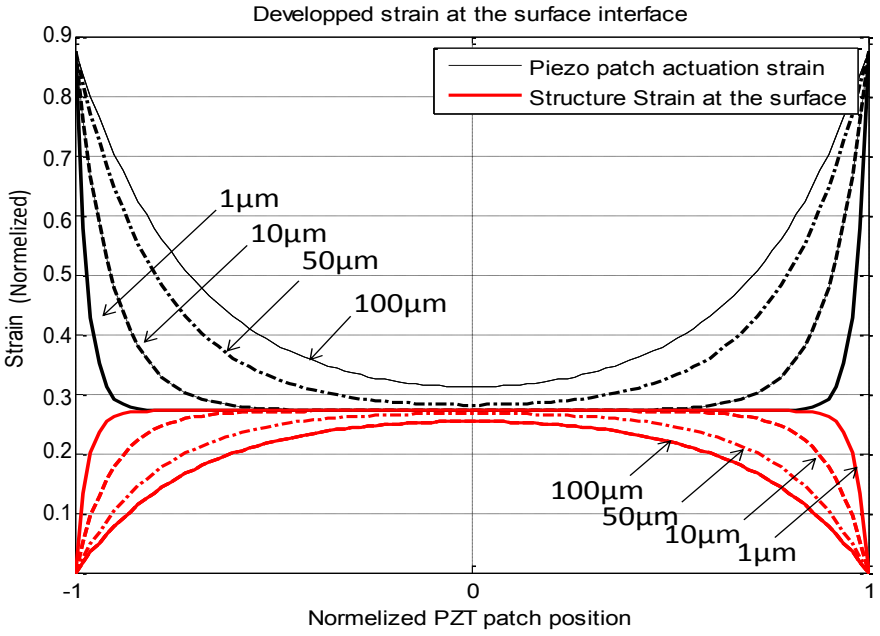
$$\psi = \frac{E h_{HOST}}{E_a h_{PZT}} \quad ; \quad \Gamma^2 = \frac{G_b}{E_a}\frac{1}{h_{PZTa} h_i}\frac{\alpha+\psi}{\psi}$$

E_a ,E, G_b sont respectivement le module de Young de l'effecteur, le module de Young de la structure et le module de Young en cisaillement de la colle ;
h_i, h_{PZT}, h_{HOST} sont respectivement les épaisseurs de la colle, de l'effecteur et de la structure hôte.

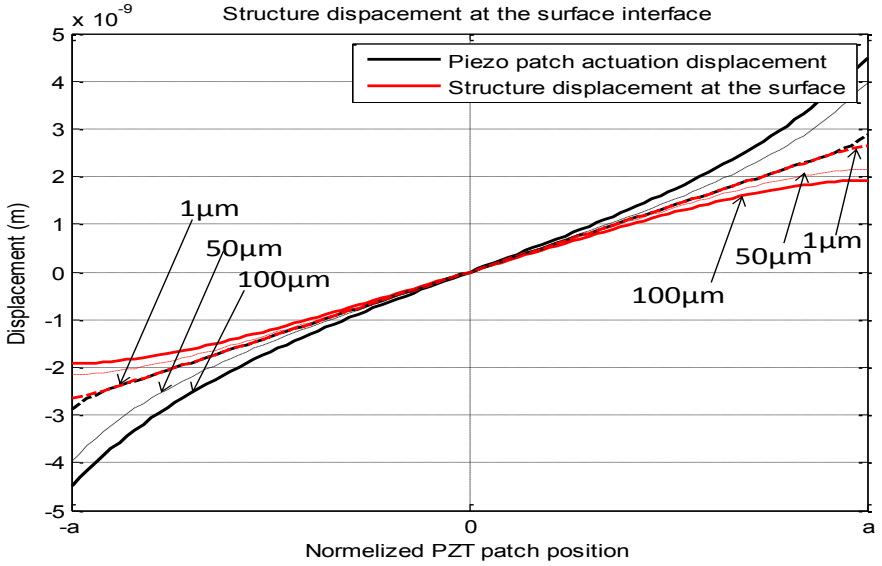
En utilisant les paramètres regroupés dans le Tableau 7, nous procédons à des simulations basées sur les équations (22) et (23).

Tableau 7: Paramètres utilisés pour modéliser l'interface effecteur/structure.

Paramètre	Unité	Valeur
E_a (PZT Module de Young)	GPa	63
E (Al2024 Module de Young)	GPa	75
G_b (Module de Young en cisaillement de la couche d'interface)	GPa	2
h_i (Epaisseur de la couche d'interface)	µm	1 to 100
h_{PZT} (Epaisseur de l'effecteur piézoélectrique)	mm	1
a (Rayon de l'effecteur piézoélectrique)	mm	5
V (Tension appliquée à l'effecteur)	Volts	10
D31 (Constante piézoélectrique de l'effecteur)	pC/N	175
ν_a (Module de poisson de l'effecteur)		0.31



(a)



(b)

Figure 52 : (a) Courbes donnant la déformation calculée à l'interface effecteur / structure (b) Déplacement de matière à l'interface effecteur / matière. Pour une interface de 1µm, la totalité du déplacement de matière produit par l'effecteur est transmise à la structure

Les résultats, regroupés en Figure 52, montrent que les déformations et déplacement sont fortement dépendants de la couche d'interface et donc de la colle utilisée.

Par conséquent, un collage idéal se traduira par une épaisseur d'interface qui tendrait vers zéro ainsi qu'une colle qui présenterait un module de Young en cisaillement infini. Pour montrer l'effet de ce dernier paramètre sur la nature du signal, 3 colles avec différents

modules de Young ont été utilisées : le scotch, l'époxy et finalement la cyanoacrylate ; le module de Young en cisaillement de l'époxy est de 2GPa et celui de la cyanoacrylate 0.7GPa.

La caractérisation fréquentielle des 3 collages s'est faite à l'aide d'un analyseur d'impédance Agilent 4294. Comme expliqué précédemment, l'impédance complexe des effecteurs permet de remonter aux différents modes de résonances dont chacun définit un mode de vibration (Cf. Figure 51). Un effecteur bien collé et donc bien contraint devrait présenter une résonance libre très atténuée. Comme en témoigne la Figure 53, l'époxy atténue tous les modes de résonance alors que le simple scotch n'en atténue aucun. La cyanoacrylate est une solution qui se situe entre les deux premiers candidats déjà cités. Elle présente néanmoins l'avantage de pouvoir se dépolymériser avec de l'acétone.

Pour étudier l'influence de l'épaisseur de colle sur la nature de la transmission mécanique, une simulation MATLAB effectuée avec les paramètres du Tableau 7 montre que plus cette interface est petite, plus la contrainte et la déformation transmises sont grandes. De plus, dans le cas simulé où l'interface est minime (1µm), la majorité de la contrainte produite est concentrée sur les bords de l'effecteur. Dans le cas où cette interface h_i tend vers zéro, la contrainte de cisaillement $T_{interface}$ transmise par le piézoélectrique à la structure est entièrement concentrée sur les bords de l'effecteur. Pour tenir compte d'un tel comportement dans nos modèles, , nous avons décidé d'introduire l'opérateur de Dirac δ(x) ; ce qui nous permet de résumer le calcul de la contrainte comme suit :

$$T_{Interface} = T_0 \left[\delta(x-a) - \delta(x+a) \right] \tag{24}$$

Cette formulation simplifiera le calcul lors de la résolution des équations de génération d'ondes de Lamb. Sous excitation harmonique et conditions idéales, l'effecteur piézoélectrique génère une contrainte périodique T(x,t) transmise à la surface de la structure :

$$T[x,t] = T_{interface}(x) e^{i\omega t} \tag{25}$$

L'utilisation de cette équation dans les conditions initiales du système de l'équation (11) nous permet de retrouver l'équation caractéristique (12) et de tracer les courbes de dispersions pour une structure isotrope (Cf. Figure 54).

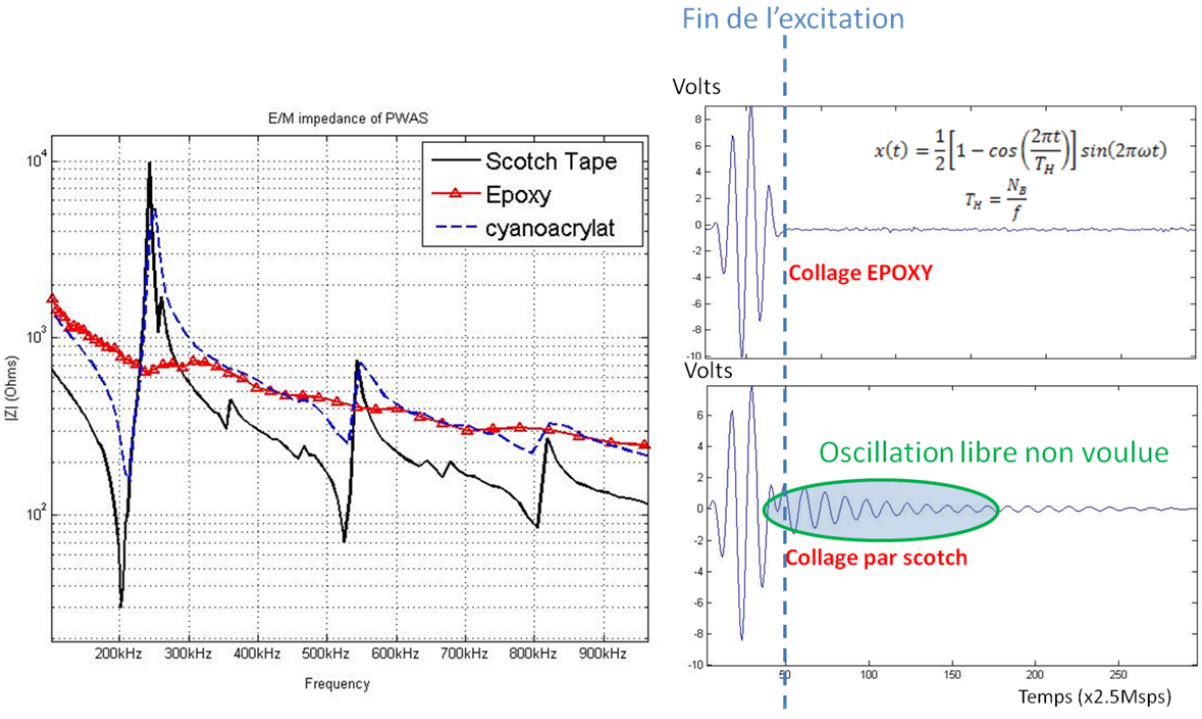
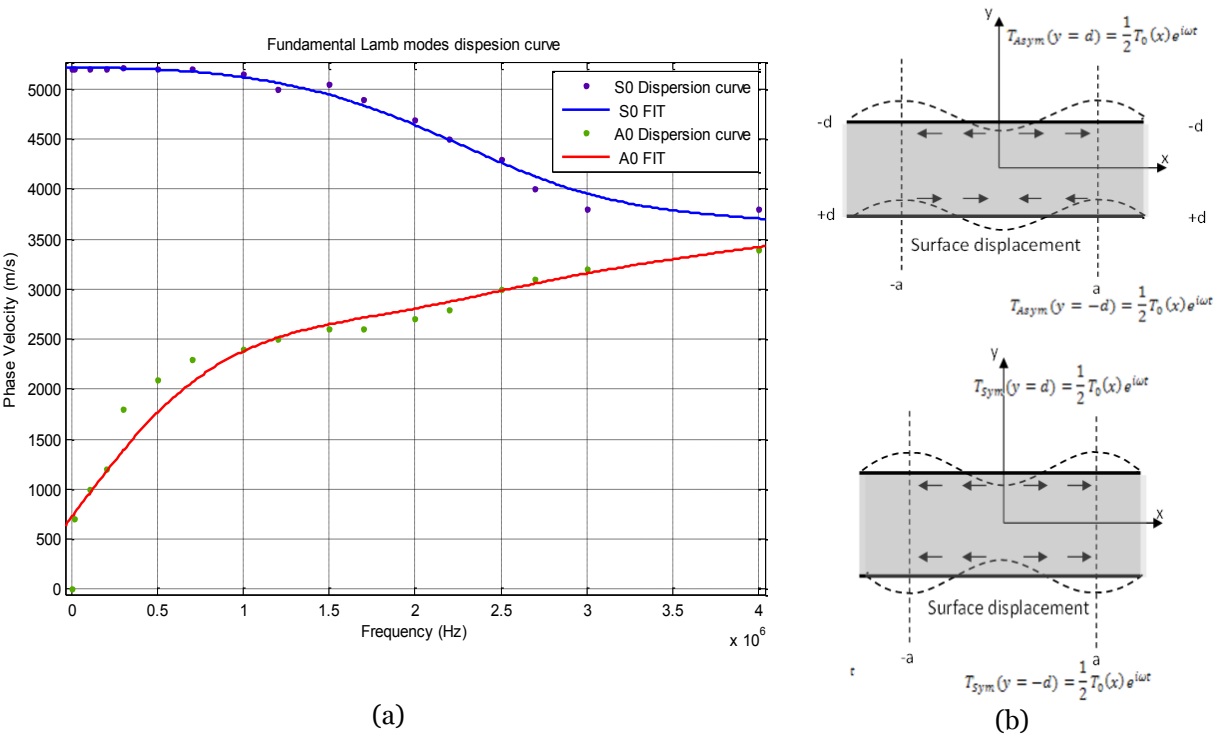


Figure 53 : caractéristiques fréquentielle et temporelle d'un collage par époxy et d'un collage par simple scotch



(a) (b)

Figure 54 : (a) courbes de dispersion des modes fondamentaux (b) déformation surfacique générée par les modes fondamentaux S0 et A0.

Ces courbes théoriques, montrent l'évolution des modes So et Ao pour différentes fréquences d'excitations. Ainsi, une faible variation de la fréquence d'excitation peut générer des modes non désirés ou changer la vitesse de groupe des modes déjà existants. Une forme de stimuli spécifique doit donc être utilisée pour exciter les modes désirés. C'est pourquoi nous avons sélectionné et étudié plusieurs formes d'ondes en utilisant les fonctions mathématiques suivantes :

- Sinus pur modulé par une fonction carrée
- Carré modulé par une fonction porte
- Sinus pur modulé par une fonction de Hamming
- Sinus pur modulé par une fonction de Hanning.

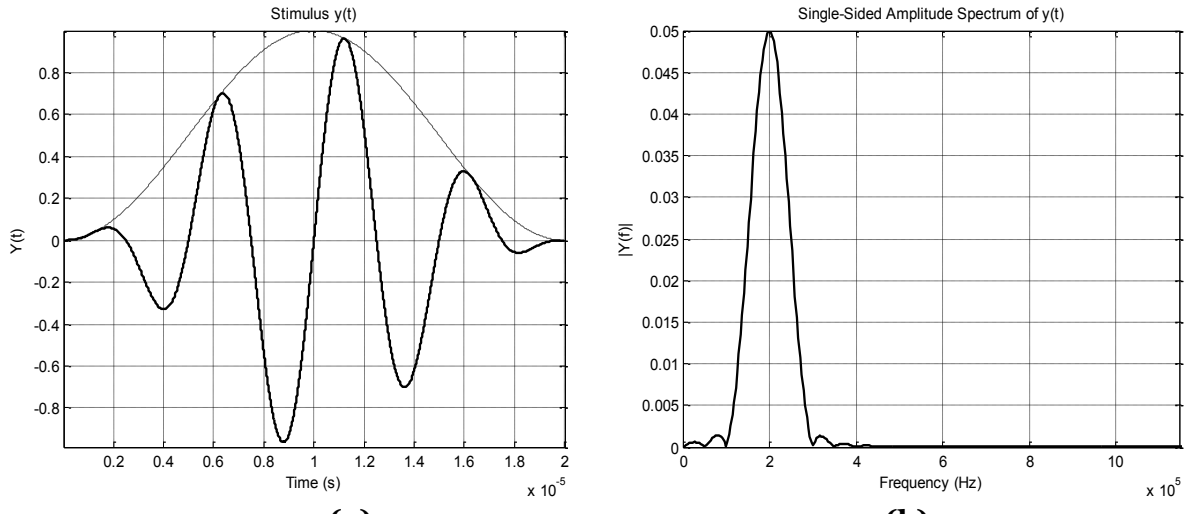
Les différentes expérimentations effectuées ont montré que le meilleur candidat pour générer la forme de stimuli désirée est le sinus modulé par une fonction de Hanning. La forme d'onde de ce signal est donnée par :

$$x(t) = \frac{1}{2}\left[1 - cos\left(\frac{2\pi t}{T_H}\right)\right] sin(2\pi f t) \qquad (26)$$

Avec

$T_H = \frac{N_B}{f}$ et N_B=4 où N_B est le nombre de lobes.

Les variations temporelles et fréquentielle sont représentés en Figure 55. On peut y constater, sur la réponse spectrale, que l'énergie du signal d'excitation est bien focalisée autour de la fréquence ; ce qui est l'objectif recherché.



(a) **(b)**

Figure 55 : Stimuli en forme de sinus modulé par une fonction de Hanning, (a) forme temporelle (b) forme spectrale

Pour minimiser les interactions constructives ou destructives entre modes, phénomènes dus aux différentes interférences que subissent les ondes lors de leurs propagations dans le milieu, nous nous proposons de minimiser la génération de ces derniers en fixant une fréquence d'excitation relativement basse. Comme le montrent les courbes de la Figure 44, le nombre des modes générés dépend de deux paramètres : la fréquence et l'épaisseur. En ciblant des structures à faible épaisseur (quelques millimètres), une fréquence de 200kHz permet de réduire la génération des modes à trois.

f. Banc de test

Pour générer le signal de la fonction de Hanning représentée en Figure 55, nous avons utilisé le banc de test de la Figure 56 .

Ses éléments principaux sont :

- un générateur de fonctions Agilent 32200A capable d'enregistrer une série de points transmis par Matlab à travers une liaison USB (dans les limites maximales : 20MHz et 20Vpp) ;
- une carte d'acquissions NI-PCI de National Instrument qui échantillonne à 2.5MSPS sur 16 voies;
- un bus PCI interfacé avec Matlab .

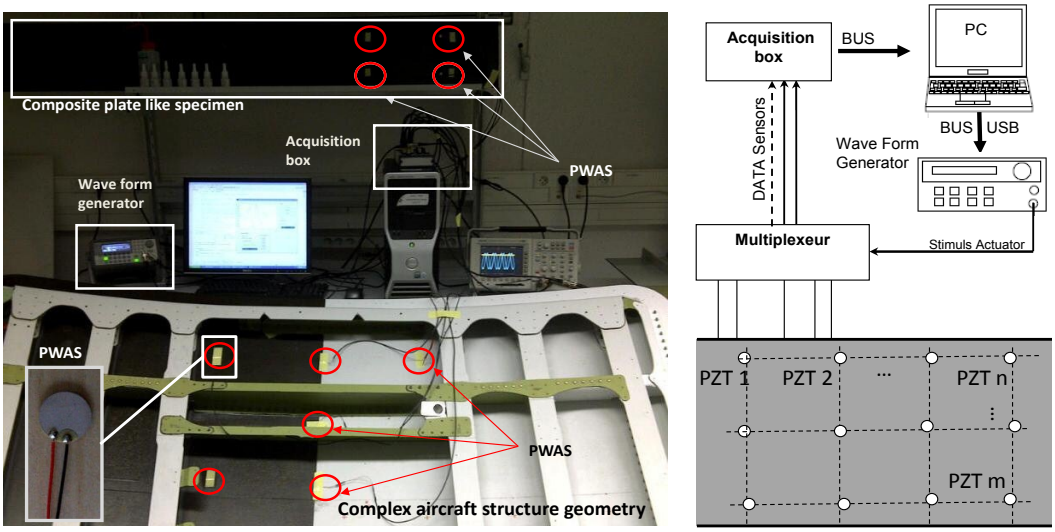


Figure 56 : Banc de test et schéma de la structure utilisés pour générer et capturer les ondes de Lamb

Un test basique exploitant 3 effecteurs dont un émetteur et deux récepteurs éloignés respectivement de 10 et 50 cm de nœud actif donne les courbes de la Figure 57.

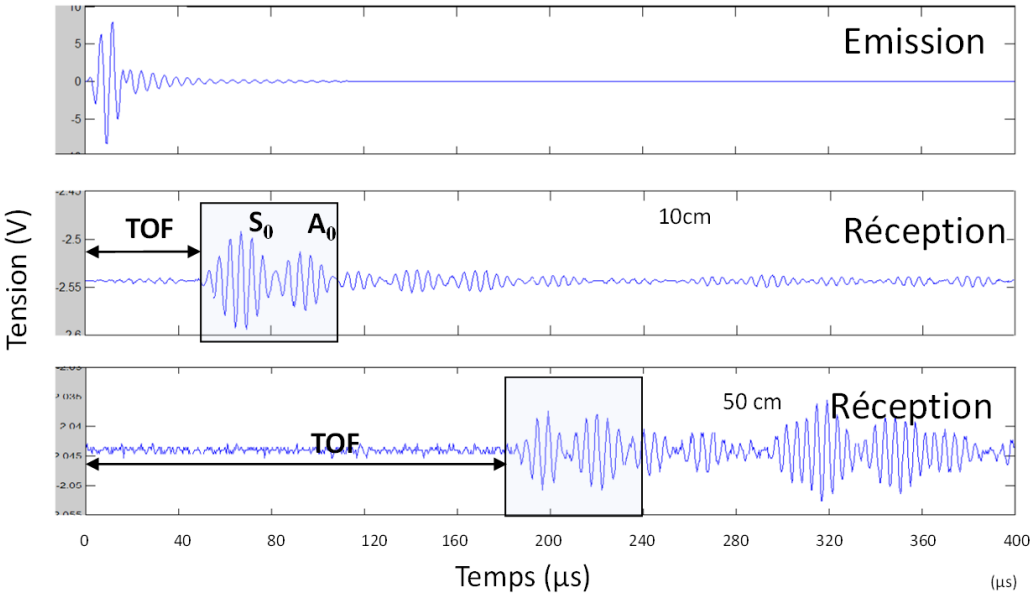


Figure 57 : Exemples de signaux acquis sans électronique de conditionnement

Les signaux obtenus ont été acquis sans aucun système d'amplification ou circuit électronique de filtrage. Le traitement effectué est uniquement numérique ; il a été conduit à l'aide d'un filtre basse bas récursif de fréquence de coupure égale à 220kHz. Il est clair qu'au vu de l'amplitude des signaux, l'atténuation subie par les ondes sur d'aussi faibles distances nécessitera une électronique d'instrumentation et de conditionnement spécifique.

4. Conclusion

Nous avons abordé dans ce chapitre les aspects théoriques et conceptuels des effecteurs piézoélectriques. Apres avoir rappelé les fondements théoriques des ondes de Lamb, nous avons développé le cheminement de conception et de réalisation des outils de détection de défauts dans des structures hétérogènes.

Pour cela, nous avons décrit les paramètres de choix du PZT comme matériau de transduction électromécanique et les contraintes de son collage sur les structures aéronautiques. Nous avons de ce fait démontré l'influence critique que peux avoir l'interface structure/effecteur sur la transmission des micro-vibrations et ainsi sur la génération des ondes de Lamb. La validation de cette démarche apparait à travers les courbes de déformations et de déplacement de matière occasionnées par les trois types de colle et le choix qui sera fait.

L'aboutissement de cette partie du travail a consisté à la mise au point d'un banc de test capable de générer et capturer des ondes de Lamb par l'intermédiaire d'effecteurs piézoélectriques de dimensions et sensibilité différentes.

Chapitre III

Stratégies de diagnostic de défauts sur structures aéronautiques par ondes de Lamb

Sommaire :

1. Introduction ---------- 85

2. Méthodes de détections de défauts par ondes de Lamb ---------- 85

a. Méthode du pulse-écho ---------- 85

b. Méthode du pitch-catch ---------- 87

3. Application des méthodes de pitch catch et de pulse écho aux structures aéronautiques ---------- 89

a. Détection de défauts sur structures métalliques ---------- 89

b. Détection de défauts sur structures métalliques ---------- 103

4. Conclusion ---------- 106

1. Introduction

La détection de défauts mécaniques par ondes de Lamb dans les structures hétérogènes nécessite une bonne compréhension de la physique d'interaction effecteur/ structure. L'étude menée dans le chapitre précédent nous a permis de développer et de valider un procédé permettant de générer des modes d'ondes de Lamb tout en minimisant leurs nombres. Le travail a été effectué dans le but de réduire les interférences susceptibles de se produire et de simplifier les signaux à traiter.

Cette étape étant validée, nous allons détailler, dans ce chapitre, les différentes méthodes utilisées pour diagnostiquer des défaillances. Des cas très pratiques seront présentés et renforcés par des résultats acquis sur des spécimens aéronautiques à géométries simples.

Dans une seconde partie, nous construirons des algorithmes spécifiques pour chaque type de matériaux. Nous montrerons comment il est possible de trianguler la position d'un crack dans un alliage d'aluminium en combinant les méthodologies de pitch catch et de pulses échos. Ces méthodes seront aussi éprouvées pour le cas de la corrosion de matériaux métalliques puis appliquées aux matériaux composites.

2. Méthodes de détections de défauts par ondes de Lamb

L'exploitation des ondes de Lamb se propageant dans des structures aéronautiques doit permettre la détection d'anomalies grâce à l'utilisation de deux approches complémentaires. La première inspirée du monde des radars permet une détection de défauts grâces aux échos que ces derniers émettent ; cette méthode s'appelle 'pulse écho' [77]. La deuxième approche, dite du 'pitch-catch' [78] , s'intéresse aux distorsions qu'introduit l'anomalie du signal transmis ; cette méthode s'applique aux défauts ayant une trop faible signature radar ce qui rend le pulse écho inefficace.

a. Méthode du pulse-écho

- ***Principe***

La méthode exploitée est la suivante : l'effecteur doit émettre un train d'ondes borné temporellement, noté x(t), puis basculer du mode émission au mode réception en attente des échos notés r(t) (Cf. Figure 58). La relation reliant ces grandeurs s'écrit :

$$r(t) = \alpha\, x(t - D) + \beta(t) \quad (1)$$

Avec

α:facteur d'atténuation, dépendant de la nature de la structure et de son facteur de forme ;

D: temps de vol du front d'onde (TOF) ; β: facteur de bruit

Connaissant la vitesse de propagation des ondes dans le matériau (Cf. paragraphe 4.2.a) ainsi que le délai D que l'écho met pour se propager, nous sommes donc capables de localiser le défaut par rapport à l'effecteur.

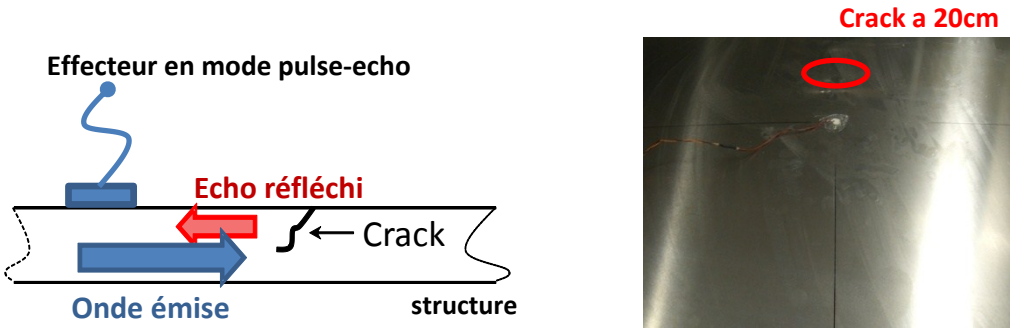


Figure 58 : Principe et photo de la méthode du pulse écho appliquée à une structure en plaque simple d'aluminium AL2024 avec défaut situé à 20cm de l'effecteur

Ainsi, par l'émission du stimulus représenté en chapitre 2, nous obtenons la signature témoin de la structure après une étape de filtrage. En comparant les réponses temporelles de la structure avant et après défaut, il est possible de détecter ce dernier grâce aux échos émis.

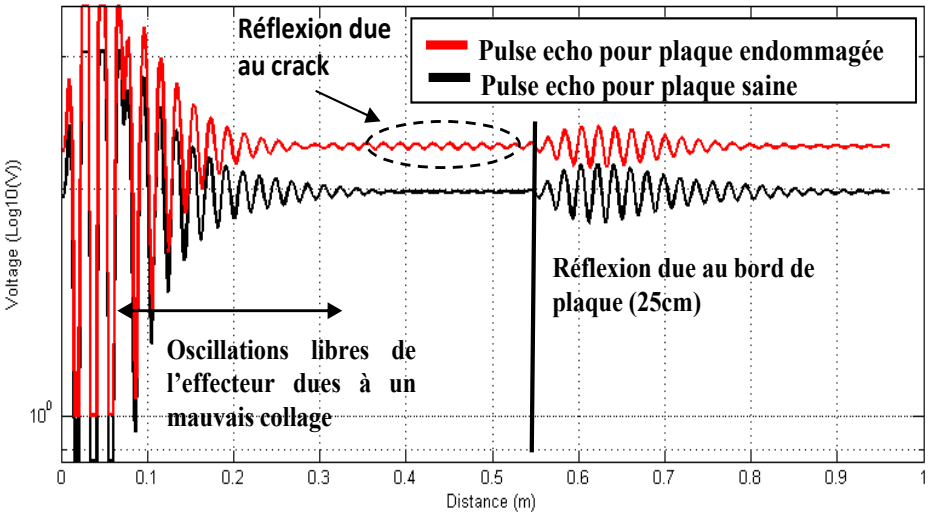
i. Applications aux cracks

Pour prouver la faisabilité de détection, nous nous proposons de faire le test sur une structure constituée d'une plaque simple d'aluminium AL2024 Aéronautique (Cf. Figure 58). Un défaut, ou crack, de 5 mm est introduit artificiellement à 20 cm de l'effecteur et à 5cm du bord de plaque. Deux échos doivent donc être perçus : un premier retour de faible énergie réfléchi par le crack et un deuxième de grande amplitude émis par le bord.

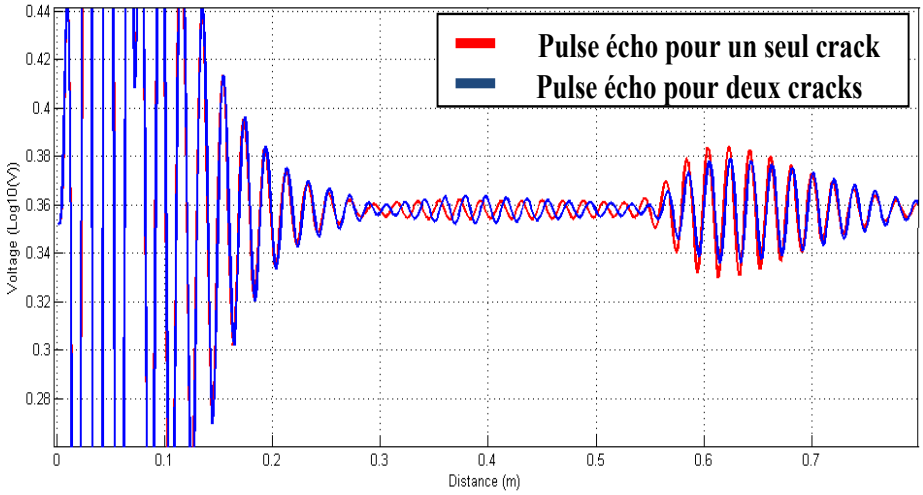
L'avantage de cette méthode réside dans sa simplicité de mise en œuvre. Il suffit en effet d'un seul effecteur pour détecter un défaut. Il est cependant impossible de distinguer plusieurs défauts avec cette technique.

Pour démontrer cela, nous introduisons un nouveau défaut sur la plaque précédente à 2.5cm de l'effecteur. Nous remarquons alors une augmentation d'amplitude du premier écho reçu tandis que l'écho réfléchi par le bord perd de son énergie.

Un autre inconvénient réside dans le fait qu'il est aussi impossible de distinguer angulairement la position du défaut par rapport à l'effecteur. Pour pouvoir le localiser, nous nous appuyons sur une méthode de triangulation basée sur trois effecteurs (paragraphe 3.a.i)



(a)



(b)

Figure 59 : (a) Détection et localisation d'un crack de 5mm situé à 20cm de l'effecteur (b) Réponses de l'effecteur dans le cas d'un seul crack se trouvant à 20cm et dans le cas de l'introduction d'un nouveau défaut à 2.5 cm de L'effecteur

b. Méthode du pitch-catch

i. Principe

Comme présenté dans le chapitre 2, la méthode du pitch catch nécessite localement deux effecteurs ; un premier configuré en pur émetteur et un second en pur récepteur. Cette méthode à l'avantage d'être plus robuste car elle est moins sensibles aux échos de bord. Elle

permet de détecter un changement de signature et donc de témoigner de la présence d'une anomalie entre les deux nœuds, mais ne permet en aucun cas de localiser un défaut.

En d'autres termes, on ne peut distinguer la présence d'un endommagement que par modification de signatures. Dans ce cas, l'anomalie se situe forcément entre l'émetteur et le récepteur sur le chemin de propagation de l'onde. Ainsi en notant $T(t)$ le signal transmis, on sait que le signal enregistré est de la forme :

$$T(t) = \gamma\, x(t + \Delta T) + \Sigma_i(\alpha_i x(t_i)) + \beta(t) \qquad (2)$$

Avec:

α_i : facteur d'attention ; γ : facteur de distorsion qu'introduit le défaut ; ΔT : temps de propagation de l'onde entre l'émetteur et le récepteur ; β: facteur de bruit ; $\Sigma_i(\alpha_i x(t_i))$: termes représentent les échos de bords et ceux dus à la géométrie de la structure.

Figure 60 : Photo d'une structure simple comportant un crack de 3cm entre l'émetteur et le récepteur montés en pitch-catch.

ii. Applications aux cracks

En s'appuyant sur la même approche que précédemment (cf. paragraphe 2.a), nous avons introduit un crack de 3 cm entre deux nœuds, un est utilisé en émetteur tandis que le second l'est en récepteur (Cf. Figure 60).

De l'analyse des réponses enregistrées en Figure 61, il apparait clairement qu'une perte d'amplitude s'est produite entre la signature saine et les signaux enregistrés après défauts. Cette perte est due à l'atténuation et la déformation qu'a introduit le crack sur l'onde transmise lors de son passage.

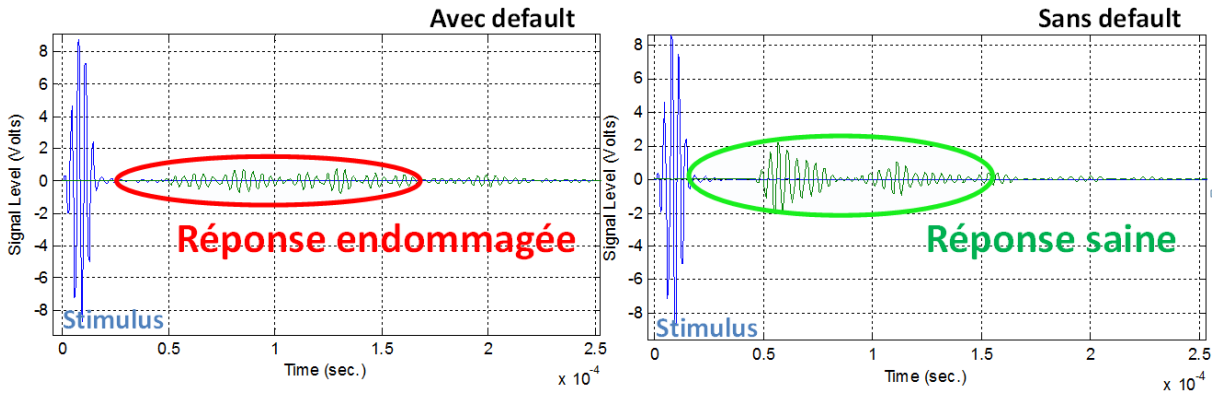


Figure 61: Réponses d'une structure test avant et après défaut par approche pitch catch

De ces résultats, il devient possible de statuer sur la présence d'un dommage : on peut dire qu'il est localisé entre l'émetteur et le récepteur ; cependant, il est impossible de le situer plus précisément. La résolution de détection de cette technique est donc reliée au paramètre de maille fixé par la distance entre deux effecteurs.

3. Application des méthodes de pitch catch et de pulse écho aux structures aéronautiques

a. Détection de défauts sur structures métalliques

En utilisant comme dispositif-test pour notre approche un matériau tel que l'aluminium aéronautique de type AL2024, nous tenterons de valider l'approche développée dans notre travail pour tenter de détecter les défauts les plus communs rencontrés sur des structures métalliques. Nous viserons en particulier les défauts de corrosions dus à l'environnement de vol des avions, ainsi que les cracks dus à un affaiblissement des structures ou à une mauvaise conception ou encore un mauvais assemblage. Pour cela nous utiliserons les méthodes de pitch catch et de pulse écho basées sur les ondes de Lamb.

i. Triangulation et localisation de cracks

a. Principe

Dans le cas de l'AL2024, nous utilisons un réseau élémentaire de 3 nœuds pour détecter un défaut en exploitant un algorithme combinant pitch-catch et pulse écho : un des trois capteurs (PZT A) émet un front d'onde tandis que les deux autres sont en mode passif et

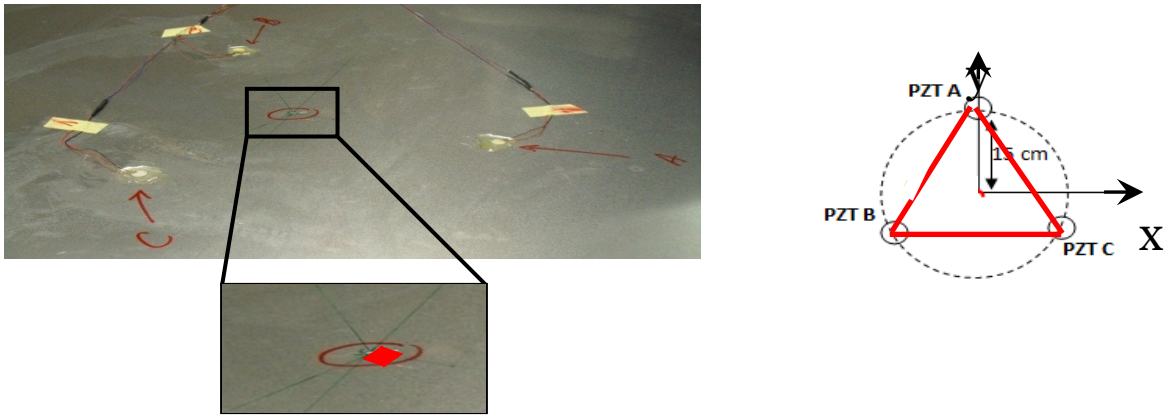
« écoutent ». Ceci permet aux capteurs PZT B et PZT C d'enregistrer la signature de la plaque après un temps de vol TOF du signal émis par PZT A.

En nous appuyant sur ce principe, nous proposons une procédure de traitement de données qui, après 4 séries de mesures, permet d'extraire le profil de réflectivité du signal émis par chaque effecteur. La procédure de détermination du temps de propagation dans la structure (TOF) sera la suivante:

- **PZT A** émet un pulse (C et B off) → Acquisition d'écho par **PZT A**
- **PZT B** émet un pulse (A et C off) → Acquisition d'écho par **PZT B**
- **PZT C** émet un pulse (A et B off) → Acquisition d'écho par **PZT C**

Afin de valider et d'illustrer par l'expérience la méthode décrite ci-dessus, considérons un exemple constitué par l'étude comparative de deux éprouvettes identiques en aluminium aéronautique type 2024 :

- Eprouvette 1 dite de référence
- Eprouvette 2 sur laquelle nous avons réalisé un trou au centre et placé 3 effecteurs selon la configuration géométrique de la Figure 62.



Crack de 10mm de longueur et de 1mm de largeur

(a) (b)

Figure 62 : (a) Structure test (b) Configuration géométrique des effecteurs et du crack

b. Détection et localisation de défaut

Un crack de 10mm de longueur et 1 mm de largeur a été introduit au milieu de la maille d'effecteurs à l'aide d'une scie circulaire. Afin de le localiser, nous commençons par déterminer le temps de propagation des ondes sur la structure saine. Extraire le TOF expérimentalement permet d'obtenir les vitesses de propagation des ondes de Lamb générées dans le matériau sans essayer de recourir à un modèle prédictif

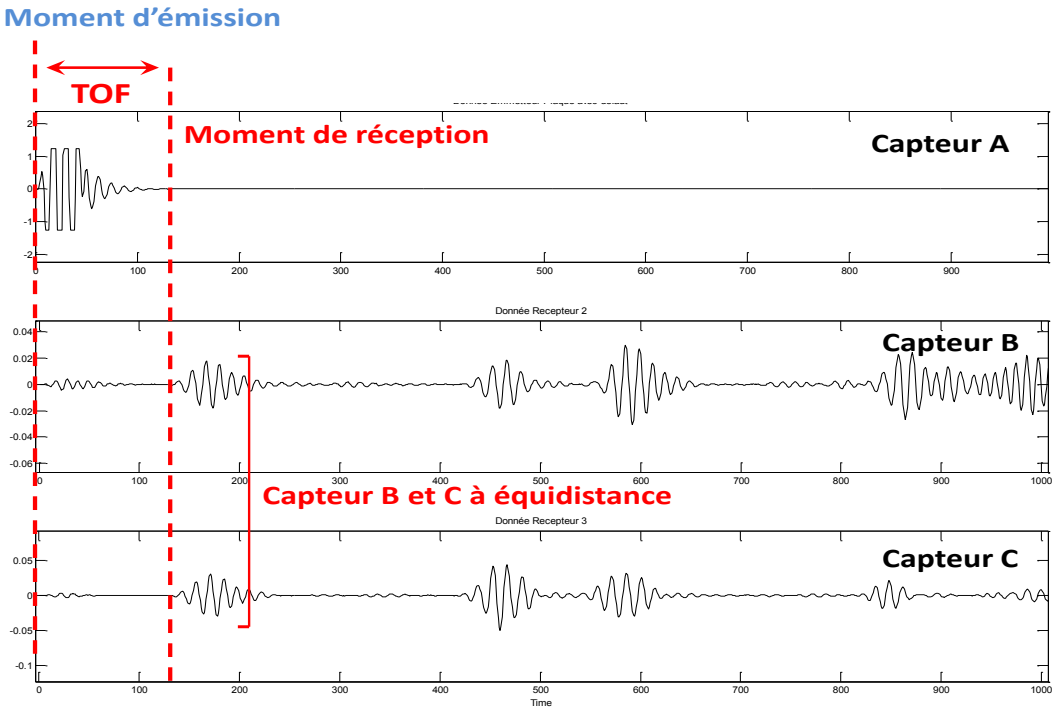
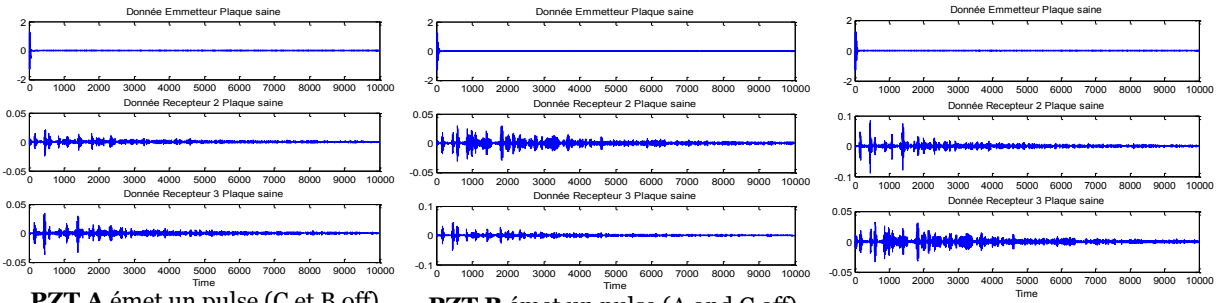


Figure 63 : Réponses temporelles des 3 capteurs placés en cercle. Le PZT actif A émet un pulse ; les échos sont récupérés par les effecteurs B et C ; la vitesse de vol est de 4200m/s

Connaissant les distances entre les 3 capteurs, nous en déduisons le temps de propagation. Pour le capteur A : TOF = 140 / 2.5Msps = 56 µs que nous prendrons égal à 50µs au vu de l'ensemble des mesures effectuées. Avec une séparation longitudinale de 210mm entre les capteurs, nous en déduisons une vitesse de 4200m/s (Cf. Figure 63).

En appliquant le reste de la méthodologie proposée au niveau de chacun des trois nœuds, nous obtenons alors 9 séries de mesures pour chaque éprouvette.

Pour la plaque saine, nous obtenons des signaux dits signatures reportés en Figure 64.



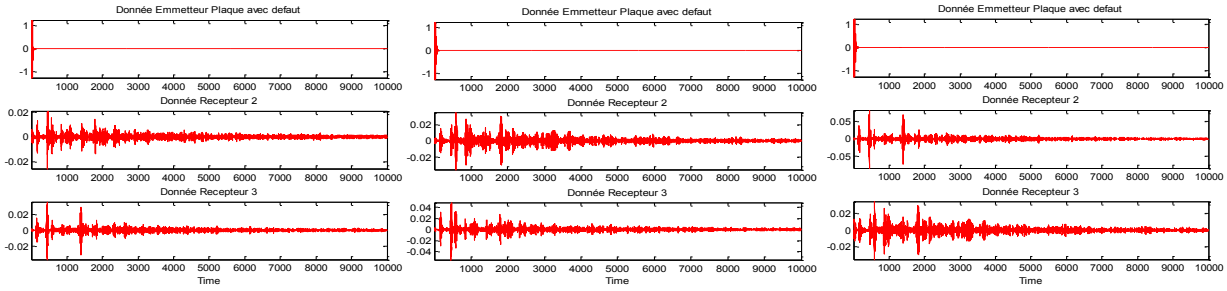
PZT A émet un pulse (C et B off) (Fs=2.5Msps/s)

PZT B émet un pulse (A and C off) (Fs=2.5Msps/s)

PZT C émet un pulse (A and B off) (Fs=2.5Msps/s)

Figure 64 : Signaux 'signatures' des trois PZT placés en triangle à la surface de l'éprouvette 'saine' utilisée comme témoin.

Pour la plaque avec défauts, nous obtenons les signaux de la Figure 65.

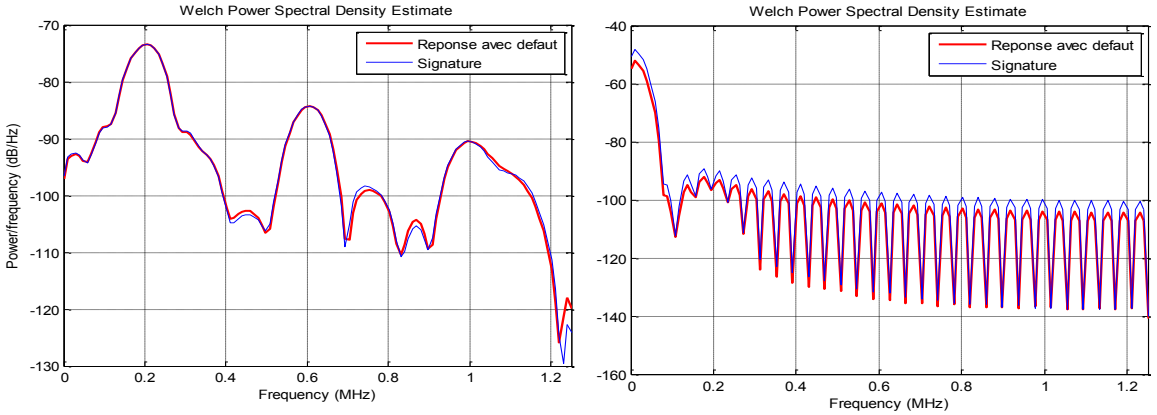


PZT A émet un pulse (C et B off) (Fs=2.5Msps/s)

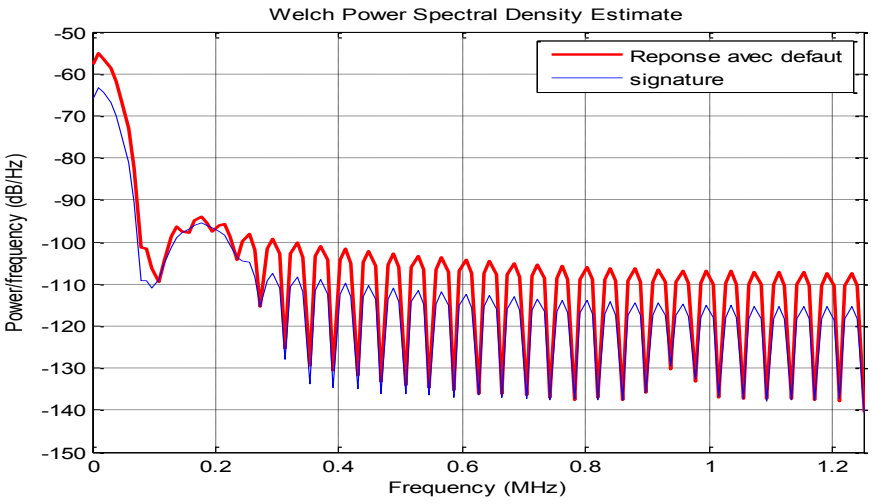
PZT B émet un pulse (C et A off) (Fs=2.5Msps/s)

PZT C émet un pulse (A et B off) (Fs=2.5Msps/s)

Figure 65 : Signaux 'signatures' des trois PZT provenant de l'éprouvette endommagée.



(a) (b)

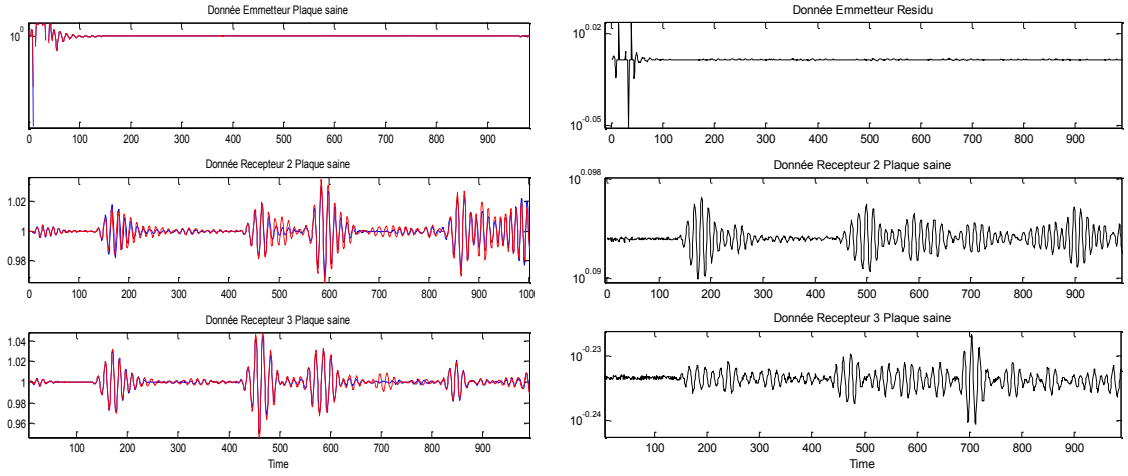


(c)

Figure 66 : Relevés des densités spectrales dans le cas où PZT B émet un pulse (C & A Off)
(a) Densité spectrale de puissance des *signaux enregistrés par le capteur* B *avant et après défaut*
(b) Densité spectrale de puissance des *signaux enregistrés par le capteur* **A** *avant et après défaut*
(c) Densité spectrale de puissance des *signaux enregistrés par le capteur* **C** *avant et après défaut*

La comparaison spectrale des signatures dites saines et les acquisitions après endommagements présentent peu de différences [79]. En ne gardant que les signaux où l'effecteur B est actif (Cf. Figure 66), nous remarquons qu'il est assez difficile de statuer sur l'état de santé de la structure par simple calcul de FFT (Transformée de Fourier rapide).

Comme nous pouvons le constater à partir des 6 courbes de la Figure 66 la réponse spectrale contient peu d'informations sur la nature de la structure. Nous remarquons quelques pertes en amplitude mais il n'est pas certain que nous puissions relier cela à la présence d'un défaut.



(a) (b)

Figure 67 : Réponses temporelles : PZT B émet un pulse (C et A off) **:**
(a) Signaux enregistrés par les capteurs A, B et C pour une émission acoustique du **B**
(b) la différence des deux signaux signature et acquisition avec défaut. (Fs=2.5Msps/s)

L'analyse temporelle des signaux acquis s'impose donc. En se basant sur la technique pulse écho (cf. premier paragraphe), nous sommes capables d'identifier des échos en se basant sur la réponse du capteur émetteur.

Pour pouvoir localiser le défaut, nous avons besoin d'extraire le profil de réflectivité du signal émis par l'effecteur. Pour cela, nous comparons les réponses temporelles en opérant une simple différence entre les signaux avant et après défauts.

Pour ne pas alourdir la démonstration, nous ne présenterons dans le reste de ce développement que le cas du capteur B. Les étapes suivies pour les effecteurs A et C seront rigoureusement les mêmes.

En prenant les signatures et en récupérant les signaux après défaut de la Figure 67, nous effectuons une simple opération de différence temporelle sur les signaux.

Ainsi, en zoomant sur le signal du nœud actif (Cf. Figure 68), nous identifions trois zones d'opérations :

- **La zone 1** (en bleu sur la courbe) présente la zone temporelle d'émission du stimulus.
- La **zone 2** associée à une **marge de sécurité** arbitrairement fixée à 12µs ; cette valeur de durée a été expérimentalement déterminée pour s'affranchir des problèmes de collage. Cela a comme conséquence de limiter la zone d'inspection du défaut par retour d'écho à des distances supérieures à 50 mm du capteur (30 échantillons à la fréquence de 2.5MHz, soit 50mm de distance au vu de la vitesse de propagation de l'onde dans le matériau). Cette marge est ici surévaluée pour éviter la détection accidentelle d'un écho qui serait dû à l'oscillation amortie de l'effecteur. Il est à noter que les signaux acquis sont bruts d'amplification ; l'introduction d'un système d'amplification permettrait de réduire cette marge.
- La **zone 3**, **zone d'écoute** (en rouge), correspond à la fenêtre temporelle dans laquelle nous procédons à l'identification des échos.

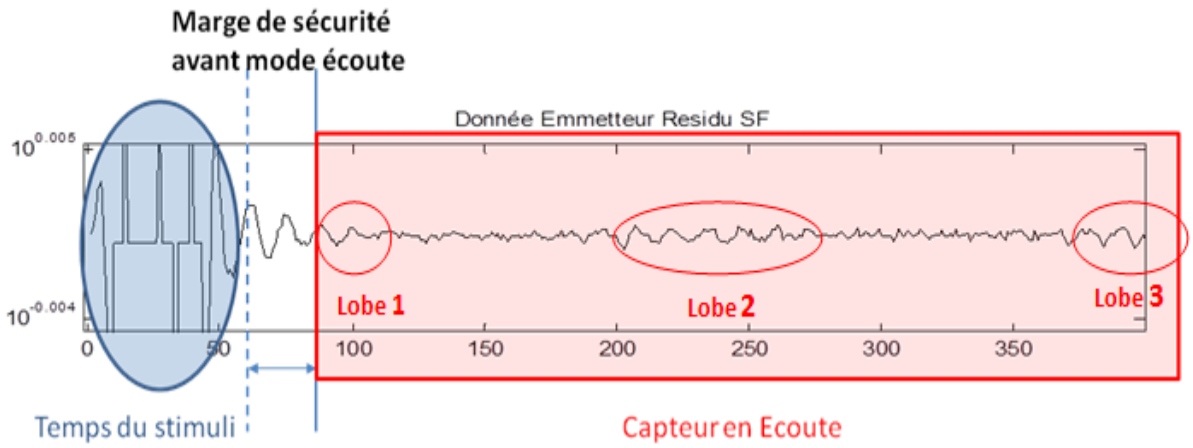


Figure 68 : Courbe représentant le résidu de la soustraction entre la signature et le signal temporel en semi-log de la plaque avec défauts pour le piezo actif : **PZT B**

Du point de vue traitement du signal, nous nous affranchissons des deux premières zones en forçant la matrice de données à une tension nulle. La zone d'écoute est ensuite amplifiée et filtrée à l'aide d'une décomposition par ondelettes ; ce qui nous permet d'avoir une signature temporelle et fréquentielle de l'état de santé de la structure.

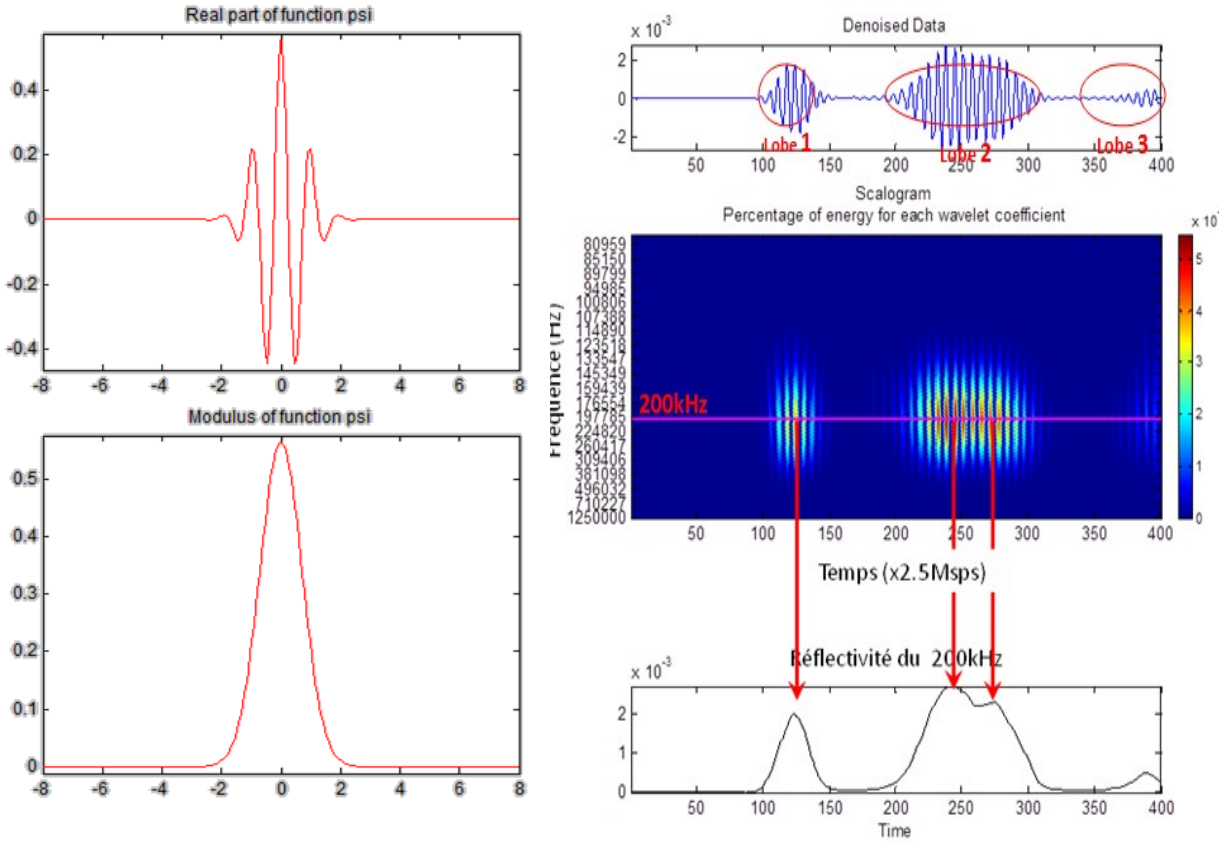
Une simple FFT à fenêtre glissante est inadaptée à cause des problèmes de bords que présenterait la fenêtre utilisée. En effet, les signaux générés par les ondes de Lamb sont des signaux par paquets avec des formes d'ondes similaires au stimulus que nous avons généré. Au lieu de corréler ce signal temporel à un sinus infini et à une fonction porte, nous utilisons la transformée en ondelette pour corréler mathématiquement le signal avec le stimulus utilisé [79].

Pour cela, l'algorithme de traitement utilise une transformée en CWT (Continus Wavelet Transform) [80] [81] pour corréler mathématiquement le signal de la Figure 68 à l'ondelette de Morlet $\psi_{s,\tau}(t)$ [82] [83] définie comme suit :

$$g(s,\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t)\,\psi_{s,\tau}(t)^* dt \qquad (3)$$

où f(t) est le signal à traiter.

La forme de $\psi_{s,\tau}(t)$ a été choisi sur la base du stimulus utilisé pour générer les ondes de Lamb (Cf. Chapitre 2); elle est représentée en Figure 69 a.



(a) **(b)**

Figure 69 : (a) Représentation du coefficient de Morlet ; (b) Traitement par ondelette du signal résidu de la différence entre la signature et le signal avec défauts

Apres filtrage du signal brut, nous affichons un scalogramme (Cf. Figure 69 b) présentant une analyse temporelle fréquentielle. Ainsi, à chaque instant t nous sommes capables de définir la composition fréquentielle et énergétique du signal.

L'extraction fréquentielle du 200kHz permet d'avoir un profil de réflectivité du signal après émission du stimulus. En répétant la procédure pour les autres nœuds, nous récupérons les profils de réflectivité pour chaque effecteur (Cf. Figure 70).

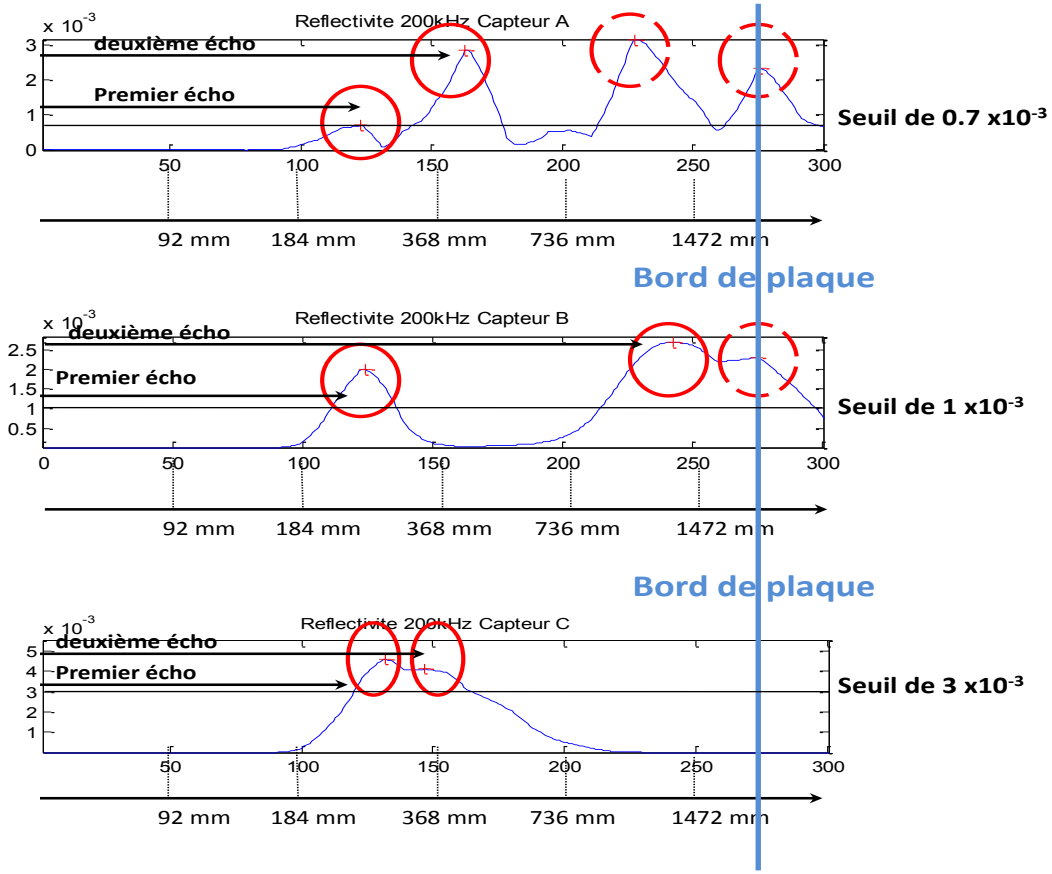


Figure 70 : Réponses temporelles des 3 capteurs placés en cercle sur l'éprouvette-test. Le PZT actif A émet un pulse puis on récupère les échos par le capteur B et C. La vitesse de vol est de 4200m/s

En combinant et en superposant les courbes de réflectivités des trois capteurs A, B et C nous sommes capables de triangulariser pour estimer la probabilité de localisation du défaut [79]. En effet, chaque « maximum » correspond à un maximum d'énergie, lequel témoigne donc d'un écho. Connaissant le temps de vol TOF (Time of flight) de nos ondes (Cf. Figure 63), nous sommes capables par identification des maximums d'énergies de localiser la position du défaut par rapport à chaque effecteur (Cf. Figure 70)

Pour s'affranchir des problèmes de localisation des maximums locaux, nous déterminons deux seuils de détection qui définissent les « rayons » de probabilité d'appartenance du défaut. Ces derniers sont calculés à l'aide de la dérivée du signal ; les maximums locaux sont trouvés quand le gradient du signal s'annule.

La détection des « maximas » est assez délicate car c'est ce qui positionne le défaut : le gradient est calculé sur une fenêtre de données glissante permettant le « lissage » de la courbe. Si cette fenêtre est trop grande, nous risquons de perdre les petits maximums locaux ; si elle est trop petite, il se peut que nous détections des maximums virtuels liés au bruit de fond!

Le premier écho dénote la présence d'un premier défaut, le deuxième écho d'un deuxième défaut et ainsi de suite. Il est important de remarquer que les échos d'ordre supérieur ou égal à deux peuvent soit ne représenter qu'un bruit n'ayant pas de relation physique avec un défaut, soit simplement être le produit de réflexions sur un bord de la plaque. Dans le monde des radars RF [84] [85], on appelle cela un écho fantôme.

En identifiant les premiers échos, nous nous dirigeons vers une détection mono-défaut. Ainsi, pour l'éprouvette 2, nous obtenons la figure de localisation de la zone de défaut (Cf. Figure 71).

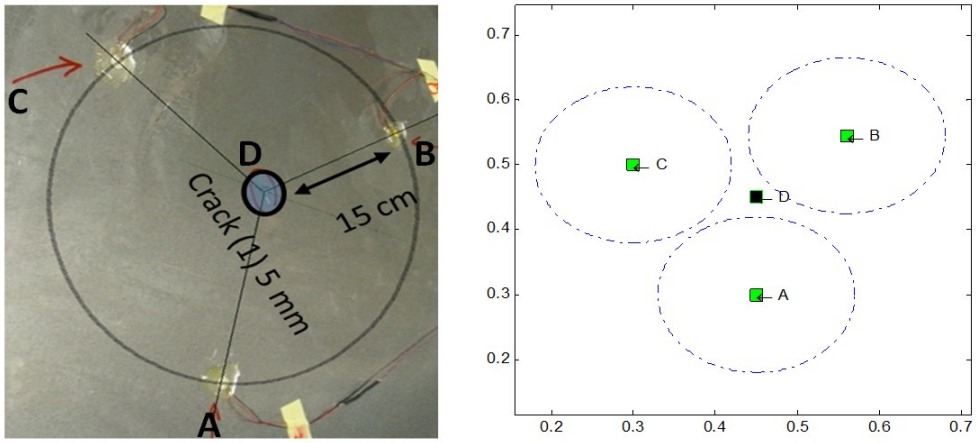


Figure 71 : Photo et positions relatives du défaut situé au point D

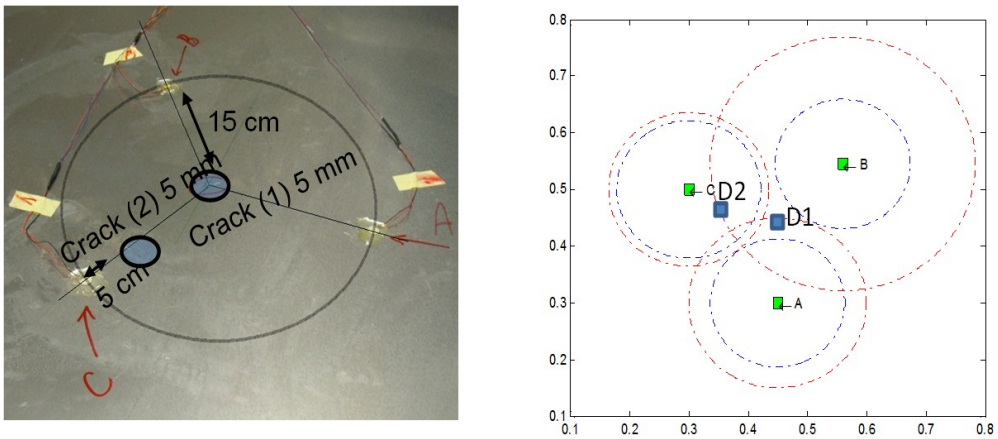


Figure 72 : Photo et positions relatives de deux défauts situés au point D1 et D2

En ne gardant que les deux premiers échos (Cf. Figure 70), nous sommes dans le cas de détection multi défauts et cela donne la configuration de la Figure 72.

c. *Analyse de la méthode*

La fiabilité de la méthode est essentiellement liée à deux paramètres :

- la détection et l'analyse d'échos sur les courbes de la Figure 70. Une mauvaise estimation des maximas locaux due à un calcul de gradient sur un mauvais fenêtrage peut entièrement fausser la détection. Ainsi, comme le montre la Figure 73 dans le cas d'un mono défaut, la détection peut s'avérer plus ou moins précise suivant la finesse de détection des échos.

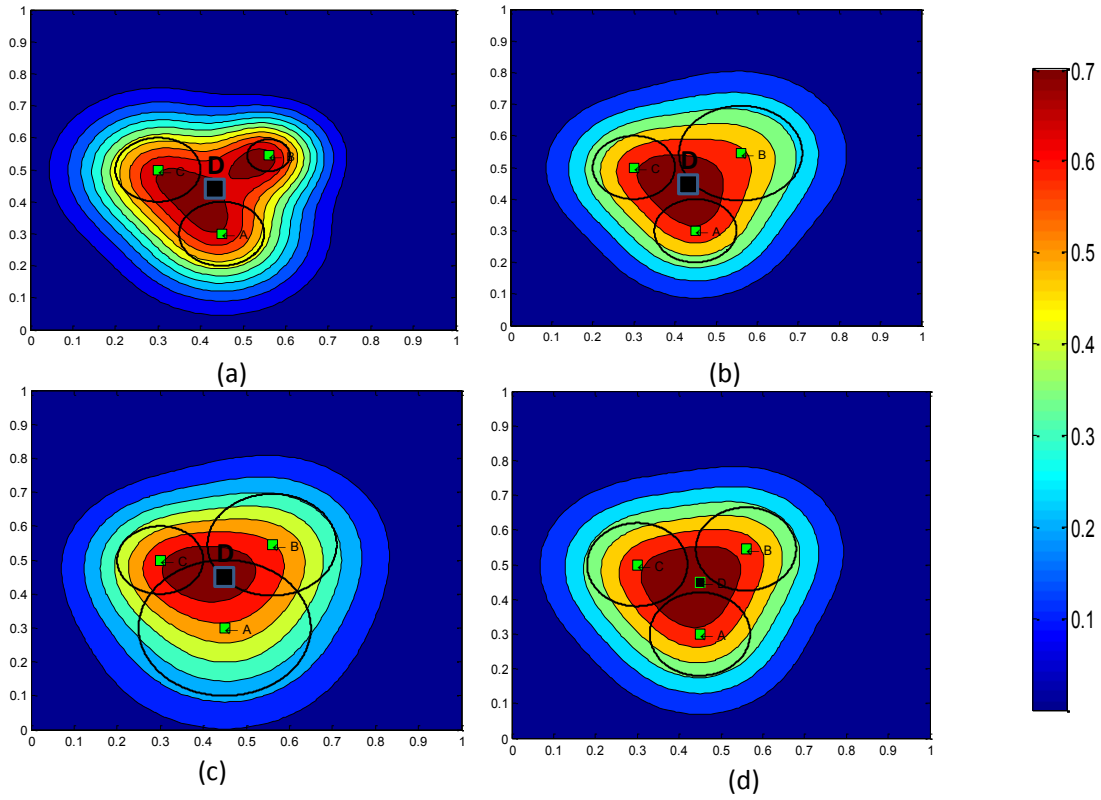


Figure 73 : Différents cas d'estimation de la probabilité de localisation d'un défaut par la technique de triangulation.
(a) Détection erronée sur B car absence de fenêtrage
(b) Détection erronée sur A car fenêtre trop petite.
(c) détection erronée sur le capteur A car fenêtre trop grande
(d) Fenêtrage correctement ajusté

- La fréquence du stimulus utilisée pour générer les ondes guidées fixe la longueur d'onde des champs de compression générés dans la structure. Les lois de diffraction de Snell-Descartes et de Young stipulent qu'il ne peut y avoir réflexion sur une fente

que si la longueur de l'onde incidente est de l'ordre de grandeur de l'obstacle. Ainsi, plus la fréquence de l'onde générée est élevée, plus la résolution de détection est grande.

Nous sommes donc obligés de trouver un compromis entre le nombre de modes de Lamb générés (qui pour rappel dépend aussi de la fréquence) et la résolution que nous souhaitons atteindre.

ii. Détection de corrosions sur structures métalliques

Et si nous faisions tendre vers « presque » zéro l'épaisseur d'un trou ? Cette question posée a du sens du point de vue de la corrosion sur des structures en aluminium de type AL2024. En effet, la corrosion se traduit par une perte d'épaisseur (jusqu'à 10% de marge de sécurité), ce qui, à long terme, fragilise la structure et lui fait perdre ses propriétés mécaniques. Ainsi, la détection de la corrosion peut s'avérer critique pour un alliage mécanique.

Aussi, nous souhaitons éprouver les méthodes précédemment listées sur leur capacité à détecter puis à localiser un défaut de petite dimension créé par un processus de corrosion.

La collaboration avec le CIRIMAT (équipe de C. LEBLANC), nous a permis de collecter des éprouvettes corrodées. Les photos de la Figure 74 en montrent quelques échantillons. Pour compléter ces derniers, nous avons préparé au LAAS deux autres spécimens pour lesquels des défauts ont été introduits, par l'usage de techniques mécaniques, produisant de grandes pertes d'épaisseurs (jusqu'à 1mm).

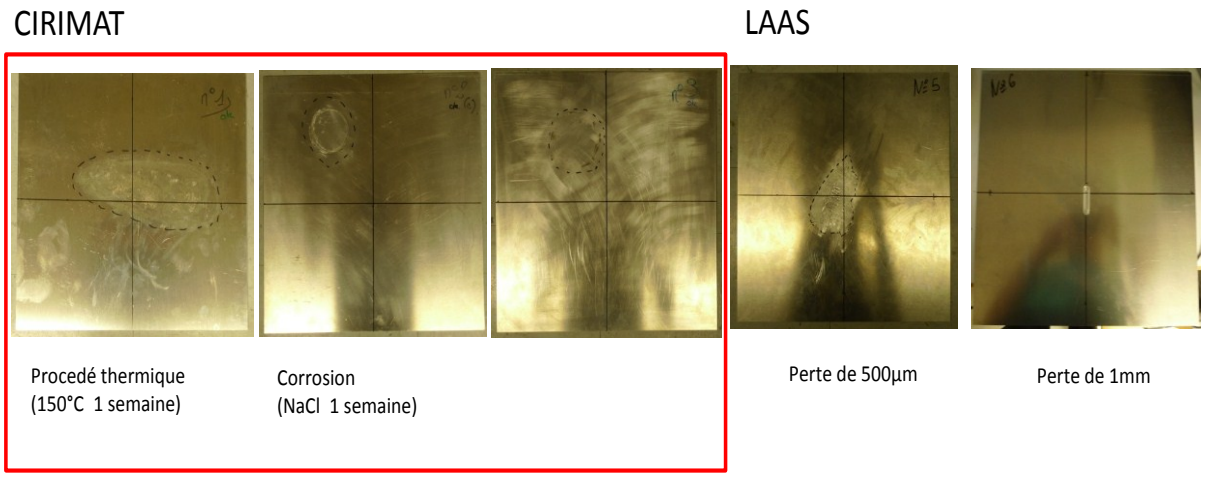


Figure 74 : Photos des différentes éprouvettes corrodées (CIRIMAT) et avec défauts mécaniques (LAAS).

Le principe de détection repose sur l'analyse de la perte d'épaisseur que subit la plaque. Par connaissance des courbes de dispersion des modes d'ondes de Lamb générées, nous espérons pouvoir détecter la génération « parasite » qu'engendre le changement d'épaisseur.

Comme nous pouvons l'observer sur la Figure 75, nous n'identifions aucun écho avec cette méthode : il apparaît donc nécessaire d'utiliser une autre technique [10].

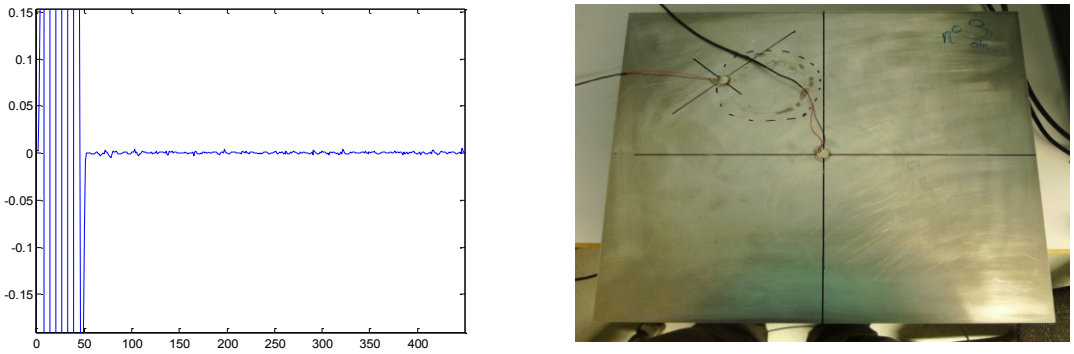


Figure 75 : Technique du Pulse écho appliqué à une structure test corrodée par NaCl. Il n y a que le capteur central qui est actif

Pour cette détection de défauts, qu'ils soient corrosifs d'origine environnementale ou simulés grâce à des procédés mécaniques, chimiques ou thermiques, nous prenons l'approche pitch catch (Cf. Figure 76) par ondes guidées en se basant sur au moins deux transducteurs PZT : un en émetteur et un deuxième en récepteur.

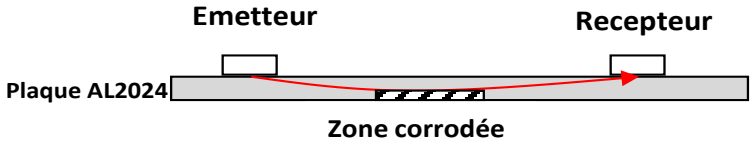
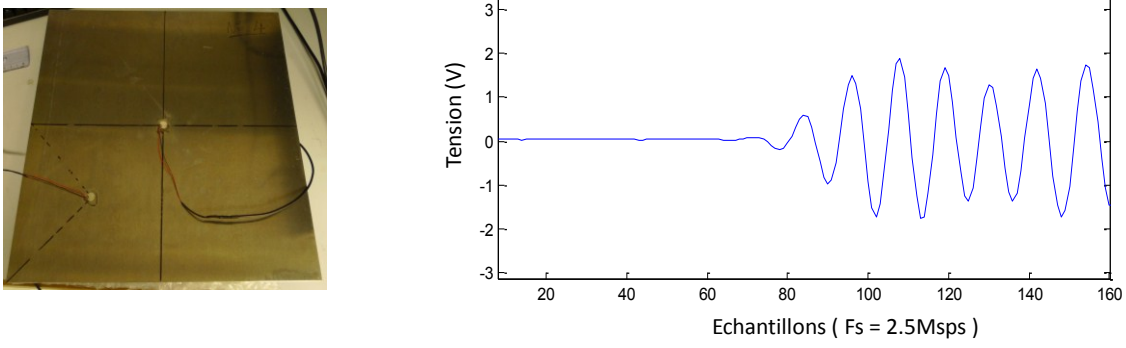


Figure 76 : Schéma de principe de détection de corrosion par méthode du pitch-catch.

Dans le cas du pitch catch, le diagnostic est purement différentiel. En effet, nous ne pouvons détecter un défaut qu'en comparant les réponses à une référence considérée comme saine.



(a) (b)

Figure 77 : (a) Photo de la plaque témoin ; (b) Réponse temporelle de l'effecteur en coin.

En effectuant une transformée en ondelette avec l'algorithme présenté au paragraphe précédent, il est possible d'en extraire le profit de transmission de l'harmonique à 200kHz

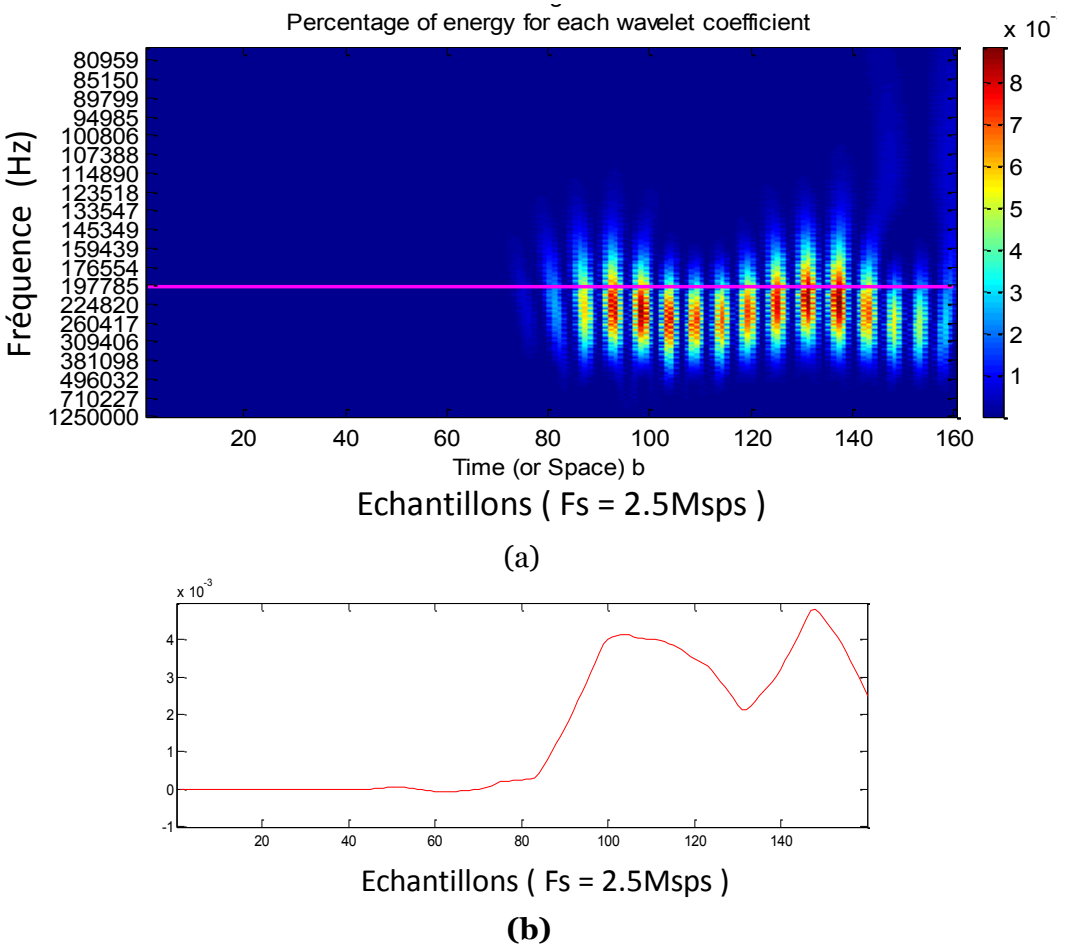


Figure 78 : (a) Transformée en ondelette du signal récupéré sur la plaque témoin (b) Profil de transmission du 200kHz.

L'analyse du profil de transmission énergétique du signal à 200kHz représenté en Figure 78 (b), nous permet d'extraire une signature représentative de la plaque ; la déformation de celle-ci témoigne donc d'un changement de nature. Cette analyse été effectuée sur les différentes éprouvettes mises à disposition par le CIRIMAT ; ses résultats sont résumés en Figure 79.

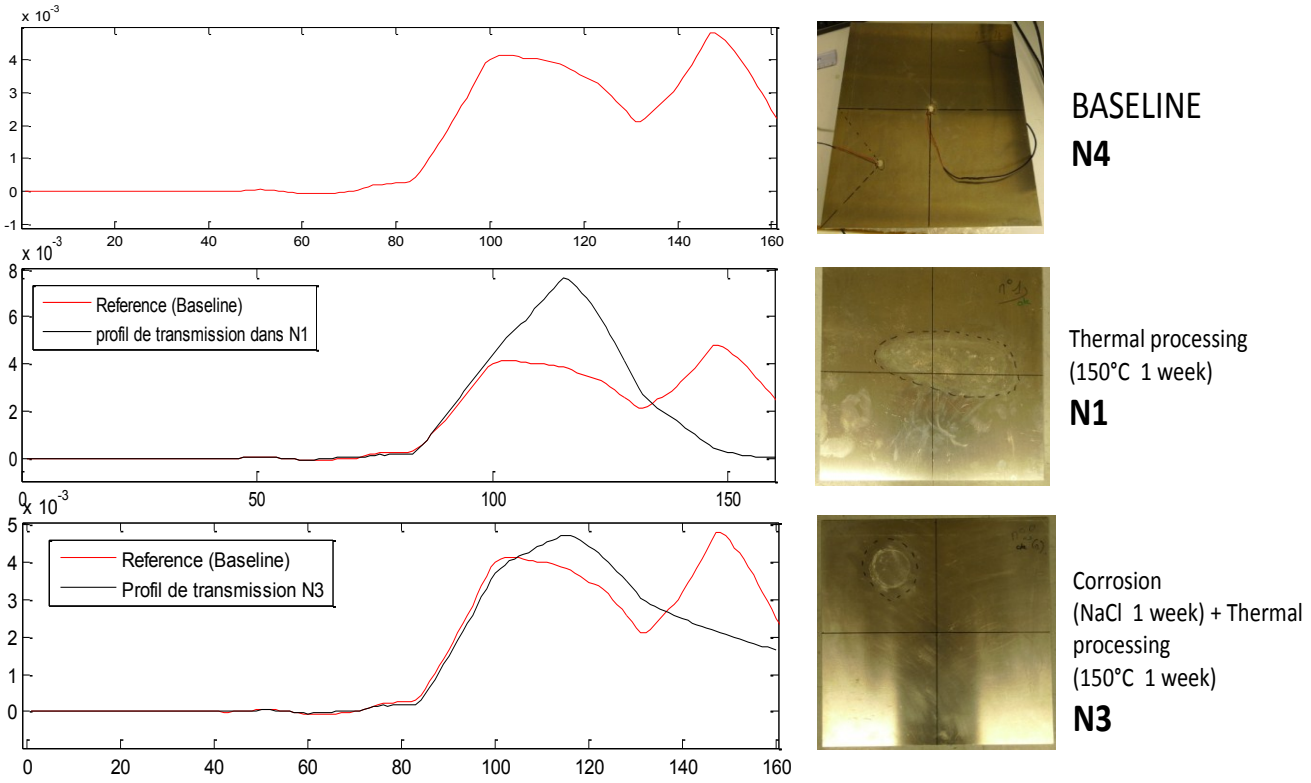


Figure 79 : Détection de la corrosion sur Al2024 pour les éprouvettes CIRIMAT

Pour les plaques sur lesquelles nous avons mécaniquement enlevé de la matière pour simuler un phénomène de corrosion par une perte d'épaisseur (échantillons LAAS), les essais effectués sont résumés en Figure 80.

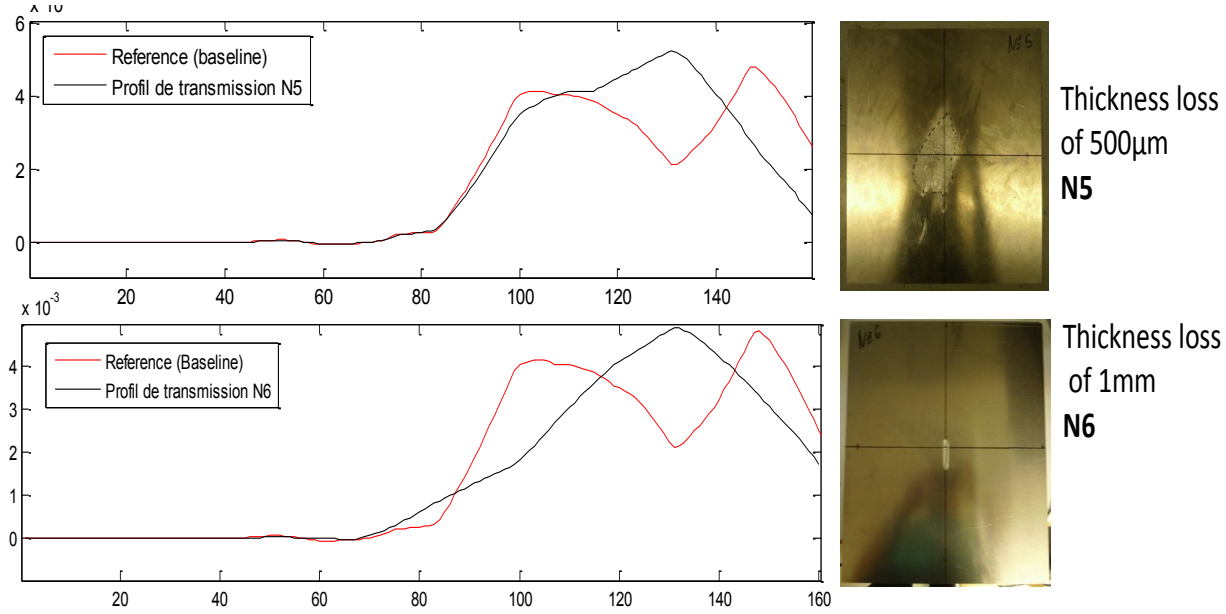
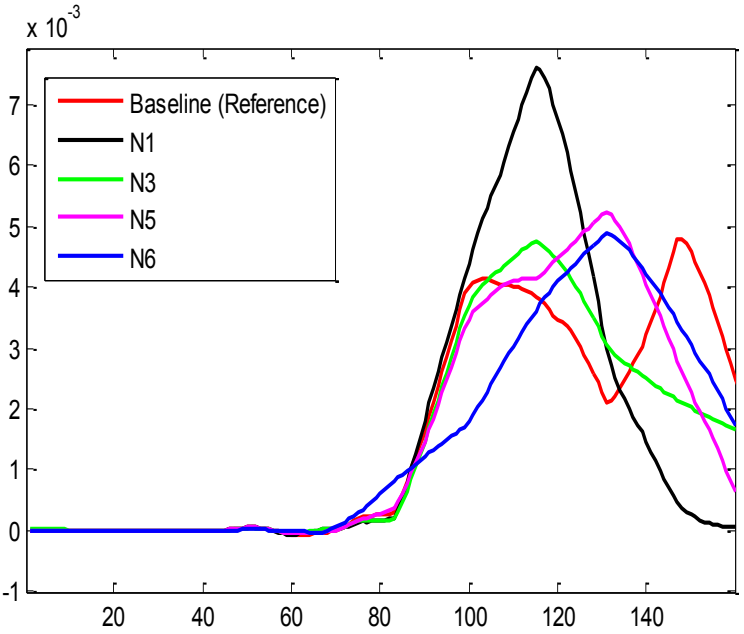


Figure 80 : Détection de la corrosion sur Al2024 relevées sur les éprouvettes LAAS

La superposition de toutes les réponses ne donne pas de tendance claire. Nous sommes cependant capables de détecter un changement de propriétés mécaniques mais nous restons incapables de localiser, quantifier ou prédire l'apparition de la corrosion. La perte d'épaisseur liée à ce genre de défauts crée une distorsion au niveau de l'onde transmise (cf. Figure 81) mais aucun écho (Cf. Figure 75). La résolution de détection est donc strictement liée à la distance inter effecteurs.



Défaut	Profondeur de défaut	Surface de défaut
N4 (Baseline)	Eprouvette neuve sans défaut	
N1	nulle	230 cm²
N3	nulle	38 cm²
N5	500µm	56 cm²
N6	1mm	4 cm²

Figure 81 : Profil de transmission énergétique de l'onde de Lamb par méthode de pitch catch dans les différentes structures.

b. Détection de défauts sur structures composites

Comme expliqué au premier chapitre, les matériaux composites ont l'étonnante propriété d'absorber les chocs . Des délaminages qui se traduisent par des décollements de plis peuvent alors apparaitre sans aucun signe extérieur. Pour les détecter, nous proposons d'utiliser la même approche pulse écho & pitch catch que pour les matériaux métalliques.

Pour ce faire nous avons utilisé un panneau d'ATR72 MSN640 extrait de l'intrados de la voilure droite. L'expérimentation se base sur le même banc de test que précédemment avec un émetteur et un ou plusieurs récepteurs (Cf. Figure 82)

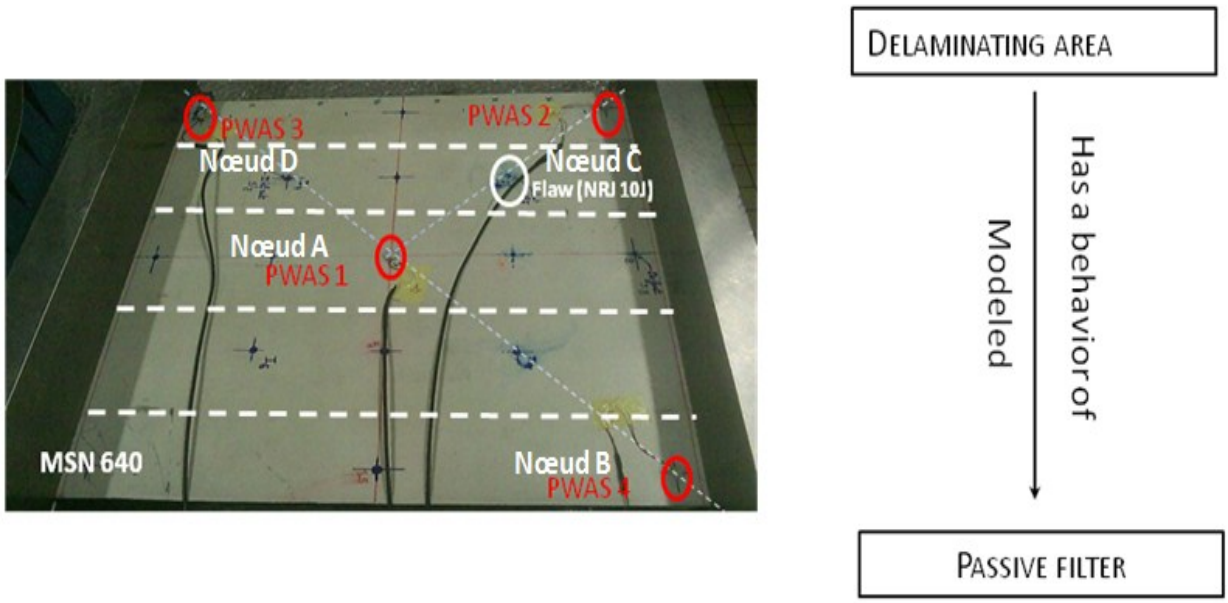


Figure 82 : Panneau d'ATR72 avec son outil de maintien usiné à Airbus : 4 effecteurs y sont collés

Un délaminage (après impact de 10 joules) a été introduit entre l'effecteur A et C. L'analyse par pulse échos est totalement inefficace car les délaminages sont des défauts inter plis et aucune réflexion n'est observée (Cf. Figure 83). L'analyse de défaut se fait par comparaison de régions endommagées et régions saines structurellement identiques (même profil de raidisseurs et même nombre de plis)!

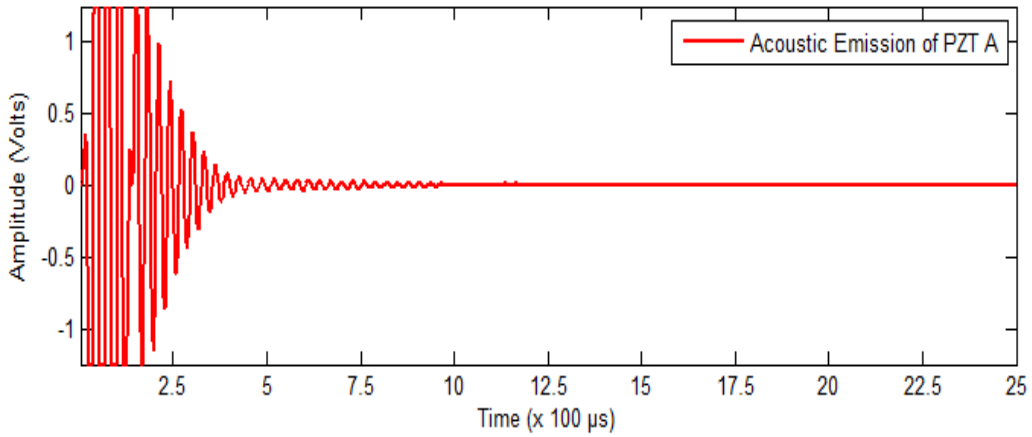


Figure 83 : Méthode pulse écho : pour une mission acoustique de A. Le pulse écho ne donne rien de significatif

L'analyse par pitch catch montre quant à elle une différence claire [86] (Cf. Figure 84)

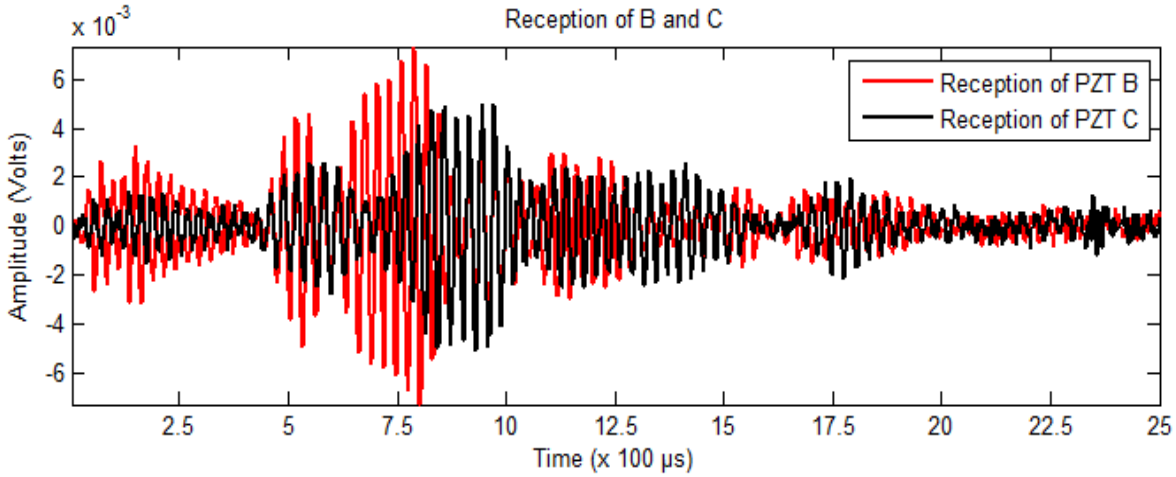


Figure 84 : Méthode pitch catch : Réponse temporelle des nœuds B et C pour une mission acoustique de A.

Les expérimentations montrent que les délaminages dans les structures en matériaux stratifiés (sous conditions de maintien), se comportent comme des filtres sélectifs (Cf. Figure 82) qui absorbent certains modes d'ondes de propagations. Ainsi, on observe la disparition de fréquences supérieures à 210kHz sur le cas étudié.

Une simple analyse par FFT sur les signaux temporels permet de témoigner de la présence de défauts (Cf. Figure 85).

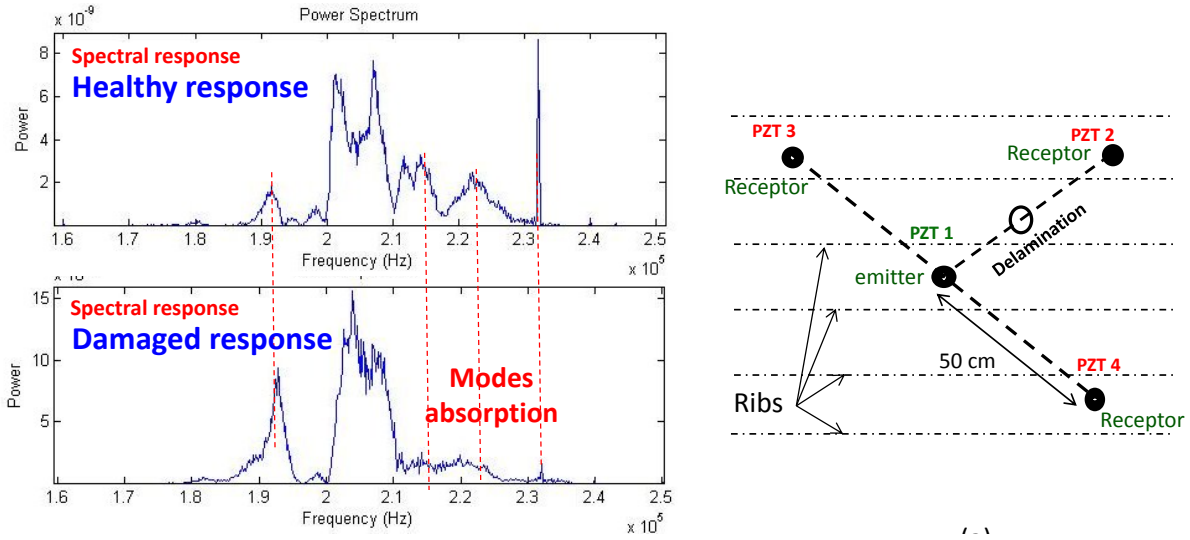


Figure 85 : FFT des signaux temporels des nœuds B et C (respectivement PWAS 4 et PWAS 2).

4. Conclusion

La pertinence de l'analyse et le diagnostic de défauts sur structures hétérogènes (métalliques ou composites) par ondes de Lamb a clairement été démontrée. Au travers de deux techniques de bases, respectivement le pulse écho et le pitch catch, nous avons été capables de détecter les cracks, les corrosions et les délaminages (Cf. Tableau 8 ci-dessous).

La détection et la localisation de cracks sur AL2024 s'est effectuée en se basant essentiellement sur le pulse échos en suivant l'algorithme suivant :

- ➔ Emission stimuli acoustique
- ➔ Réception d'éventuels échos produits par ce dernier
- ➔ Extraction d'un profil de réflexion
- ➔ Détection des maximaux locaux
- ➔ Triangulation classique à l'aide des temps de vol des signaux

Cette méthode a été éprouvée sur des exemples ; il a été démontré la possibilité de :

- Détection mono défaut sous réserve d'adapter le seuillage
- Détection multi défauts sous réserve d'une identification correcte des maximums de réflexions d'énergies

La détection de la corrosion est assez délicate, car elle nécessite un traitement mathématique lourd. En effet, il faut détecter des changements de propriétés mécaniques des structures, ce qui nécessite une approche théorique conséquente. Néanmoins, les résultats préliminaires obtenus montrent une certaine tendance qui permet d'envisager le dimensionnement d'endommagements.

Quant aux délaminages sur matériaux composites, les études montrent qu'une simple analyse fréquentielle permet l'identification du défaut.

Tableau 8 : Récapitulatif du spectre de détection des méthodes par ondes Lamb

Méthode (Fréquence) / structures	Métalliques (Taille)	composites
Pulse écho (200kHz)	Mono/multiples cracks (5mm)	x
Triangulation (200kHz)	Mono/multiples cracks (5mm)	x
Pitch catch (200kHz)	Corrosions (~500µm de perte)	Délaminages

x : méthode inopérante

Paradoxalement, l'étude par onde guidée montre vite ses limites dans le cas d'une structure complexe comme les nids d'abeilles présentant plusieurs raidisseurs et plusieurs rivets. Les échos et les interférences générées par de telles géométries rendraient le traitement mathématique extrêmement lourd et l'analyse assez délicate. L'étude de structures plus complexes que celles montrées dans ce chapitre suppose l'utilisation d'une deuxième méthode d'identification qui se baserait sur un deuxième principe physique, autre que les ondes de Lamb

Chapitre IV

Suivi de santé de structures aéronautiques par Impédance électromécanique (IEM)

Sommaire :

1. Introduction ---------- 111

2. De l'analyse modale classique au diagnostic par impédance---------- 112
a. Principe de la technique IEM ----------113
b. Avantage de la méthode ----------116
c. Réalisation pratique de la méthode IEM ----------117

3. Nouvelle approche de l'IEM---------- 119
a. Principe de la méthode ----------119
b. Validation expérimentale----------121

4. Applications de la méthode ----------122
a. Détection de délaminages au sein de structures composites ---------- 122
b. Détection de décollement au sein de structures composites en nid d'abeille---------- 128

5. Conclusion----------132

1. Introduction

Le contrôle de santé de structures aéronautiques par ondes guidées, type ondes de Lamb, sont de loin les techniques les plus utilisées et les plus étudiées par la communauté scientifique et industrielle. Nous avons démontré, dans les chapitres précédents, que l'un de leurs avantages est d'être capables, par action active, de localiser des défauts sur des zones à géométries simples. Par contre, certaines zones de structures aéronautiques sont trop complexes pour être sondées par ondes guidées. Les échos, les interférences constructives ou destructives produites par des empilements, des rivets trop rapprochés ou encore des raidisseurs, complexifient les signaux mesurés et rendent le diagnostic difficile à établir, sur des structures complexes. Il est donc avantageux d'utiliser une seconde méthode, complémentaire de la première, qui permet par une simple mesure d'identifier un changement intrinsèque de la structure. Notre ambition est de compléter l'approche des chapitres 2 et 3 par une nouvelle technique capable de détecter des délaminages, décollements ou encore des cracks dans des zones relativement complexes telles que les zones de raidisseurs, de rivets ou les zones composées (comme les structures en nid d'abeilles).

La méthode que nous proposons se base sur l'identification du spectre d'impédance en haute fréquence d'un couple effecteur/structure. De par la gamme de fréquence utilisée, cette méthode d'impédance électromécanique devrait être très sensible aux petits défauts.

L'objectif de ce chapitre est donc d'étudier et développer une technique très prometteuse. Nous commencerons par traiter de l'aspect théorique de la détection dite de l'Impédance Electromécanique (IEM). Nous montrerons ensuite la corrélation qui existe entre l'impédance électrique de l'effecteur piézoélectrique et l'impédance mécanique de l'ensemble effecteur/structure.

Enfin, nous détaillerons la méthodologie de mesure de cette impédance par l'utilisation d'un banc de test spécifique. Nous montrerons, dans une dernière partie, comment il est possible de diagnostiquer la présence de défauts par comparaison entre signatures saines (références) et endommagées.

2. De l'analyse modale classique au diagnostic par impédance

L'analyse modale par utilisation de capteurs de vibrations piézoélectriques, accélérométriques ou de contraintes est une approche relativement classique. Elle s'appuie sur l'identification de fréquences propres de résonance de la structure surveillée pour diagnostiquer d'éventuelles anomalies. Cette technique est utilisée par les industriels de l'aérospatiale ainsi que par les motoristes depuis plus de 20 ans. Eurocopter, l'un des leaders sur le marché des hélicoptères civils et militaires, utilise depuis plus de dix ans des accéléromètres pour qualifier et certifier les structures de ses appareils [87]. Les capteurs attachés au rotor principal permettent d'enregistrer les modes propres de vibration de toute la structure tournante. Toute anomalie, qu'elle soit d'origine moteur, du rotor ou encore des pales, changera la nature intrinsèque de l'ensemble et se traduira par un changement de signature spectrale. Basé sur la même approche, un système complexe de surveillance moteur a été développé et breveté par SNECMA du groupe SAFRAN : deux accéléromètres surveillent constamment le mode normal de rotation de nouveaux turbos réacteurs [88]. Les informations sont traitées par un canal dédié à la surveillance moteur, à savoir l'unité FADEC (Full Authority Digital Engine Control) et l'EMU (Engine Monitoring Unit) avant que le tout ne soit enregistré au sein de l'ACMS (Aircraft Condition Monitoring System) [89].

Un enregistreur de paramètres similaire a aussi été développé par le LAAS-CNRS en collaboration avec Ratier Figeac pour surveiller les pales composites des TRANSAL A400M [90]. Se basant sur un accéléromètre fixé en pied de chaque pale, l'enregistreur récupère les vibrations produites par la structure tournante et identifie les modes propres de résonance par une transformée de Fourier [91].

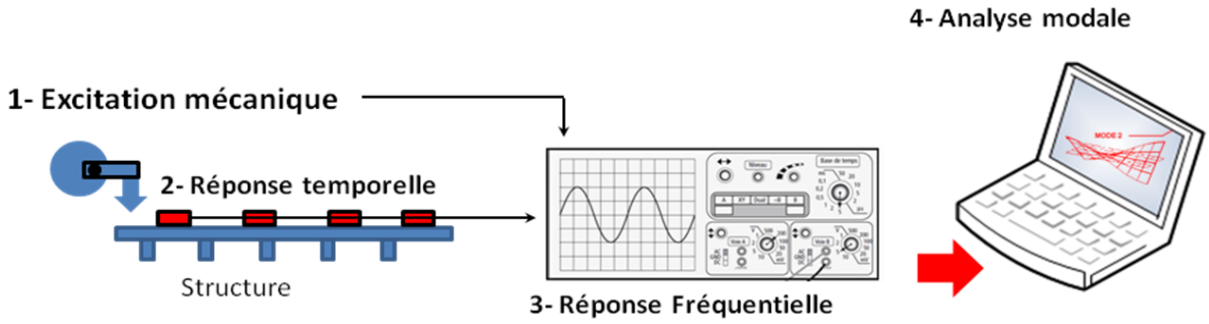


Figure 86 : Schéma de principe du diagnostic par analyse modale

Toutefois, on notera que, l'analyse modale présente de sérieuses limitations. Elle n'est efficace que lorsque la structure présente un mode normal d'opération se traduisant par une série d'harmoniques principales. Dans le cas de structures tournantes, ces harmoniques qui

se traduisent par des modes spectraux identifiés sont excitées et générées par la rotation. Dans le cas de structures statiques, l'analyse modale est bien plus complexe car une excitation extérieure doit être apportée (Cf. Figure 86).

Les premières utilisations de la technique modale sur structures statiques datent du début du siècle [12]. Cette dernière n'a cependant pas vocation à être intégrée à cause du système mécanique utilisé pour générer les modes propres de vibrations. De plus, la bande passante du système d'excitation mécanique étant assez réduite, la gamme de fréquences de vibrations générées est relativement basse. Elle s'échelonne de quelques kiloHertz à quelques dizaines de Hertz [91] ce qui, compte tenu de la longueur d'onde, ne serait pas idéal pour la détection de petit défauts.

a. Principe de la technique IEM

La technique de contrôle de santé de structures par mesure d'impédance électromécanique (IEM) de transducteurs piézoélectriques a remporté un vif succès en contrôle non destructif. Elle s'appuie sur l'utilisation de capteurs piézoélectriques, généralement de petite taille (10 x 10 x 1mm), collés sur une structure (Cf. Figure 87) opérant en mode capteur et actionneur simultanément.

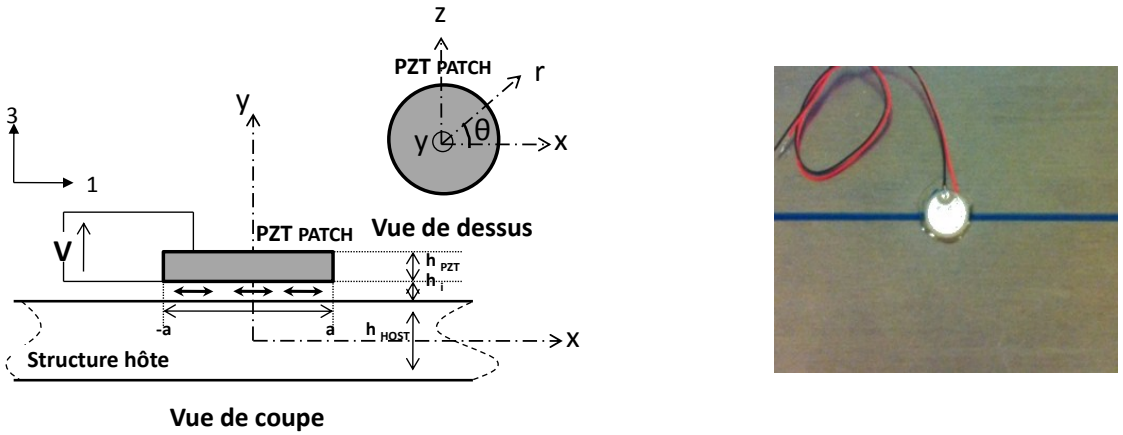


Figure 87 : (a) Schéma représentatif du couple effecteur structure (b) photo en vue de dessus de l'effecteur piézoélectrique (1cm de diamètre) collé sur structure métallique

En accord avec les lois de la piézoélectricité, l'application d'une tension aux bornes de l'effecteur se traduit par une contrainte mécanique à l'interface avec la structure. Le phénomène étant réversible, le capteur génère des charges quand il est soumis à une force ou à une contrainte. En exploitant cette propriété, nous pouvons créer, en soumettant l'effecteur à une tension sinusoïdale de haute fréquence, une vibration qui se traduira par une

déformation locale de la structure. La zone de propagation de l'onde vibratoire créée dépend de la nature de la structure, de son épaisseur et de sa complexité. Ceci dit, les tests en limitent l'étendue entre 0.3 à 2m. La réponse de la structure à l'excitation vibratoire se traduit par une impédance mécanique :

$$Z_{str}(\omega) = i\,\omega\, me\,(\omega) + Ce(\omega) - ike(\omega)/\,\omega \qquad (1)$$

où ke(ω), Ce(ω) et me(ω) sont respectivement la constante de raideur locale de la structure, le coefficient d'amortissement et l'inertie locale.

Cette réaction mécanique de la structure à l'excitation peut être surveillée par mesure du champ électrique généré par le capteur lui-même. Ainsi, un changement de la réponse dynamique de la structure $Z_{str}(\omega)$ causé par un éventuel défaut mécanique se manifeste directement par un changement de champ électrique aux bornes de l'effecteur (Cf. Figure 88).

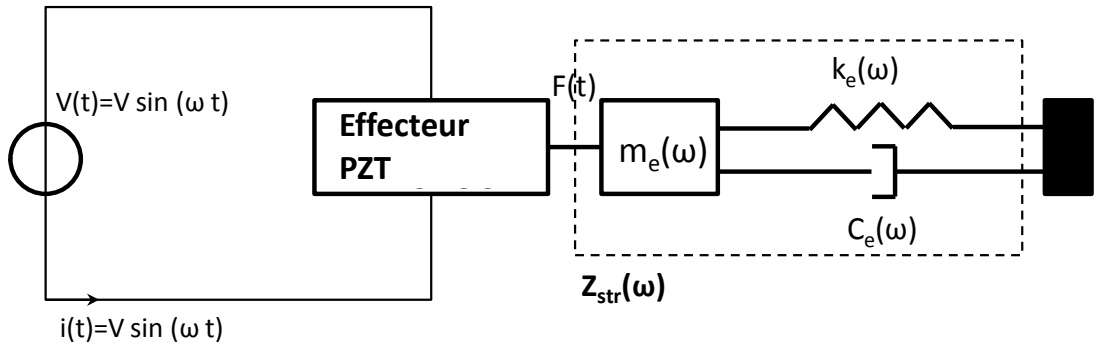


Figure 88 : Schéma équivalent mécanique de l'ensemble effecteur structure

En résumé, la méthode de mesure nécessite une excitation vibratoire dans la structure en appliquant une tension sinusoïdale à l'effecteur, tout en mesurant le champ électrique généré par ce dernier en réponse à la réaction de la structure. Sachant que le champ produit par l'effecteur piézoélectrique est l'image des charges générées aux bornes du capteur, le courant électrique qui en résulte représente la variation de ces charges au cours du temps.

L'analyse se faisant en dynamique, l'approche la plus simple pour statuer sur l'intégrité de la structure se ferait par l'intermédiaire de la mesure du courant absorbé/généré par le capteur ; ou encore par la mesure de l'impédance électrique de l'effecteur sachant que la tension aux bornes est fixée par le stimulus (Cf. Figure 89).

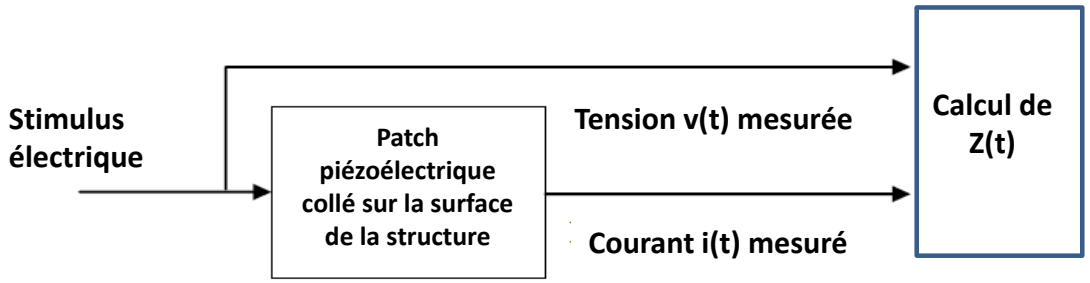


Figure 89 : Principe de mesure de l'impédance électrique de l'effecteur collé sur une structure

En effet, partant des équations générales de la piézoélectricité explicitées dans le chapitre 2, l'étude de l'interaction capteur-structure et structure-capteur montre que l'admittance électrique de l'effecteur est corrélée à l'impédance mécanique de la structure $Z_{str}(\omega)$ [92] [93] [94] par la relation suivante :

$$Y(\omega) = j\omega\,\alpha\left(\varepsilon_{33}^{T}(1-i\delta) - \frac{Z_{str}(\omega)}{Z_{str}(\omega)+Z_a(\omega)}k_{3x}^2 Y_{xx}^{E}\right) \quad (2)$$

Où Z_a et Z_s sont respectivement l'impédance mécanique du matériau piézoélectrique et celle de la structure ; Y_{xx}^{E} est le module complexe de Young ; k_{3x} est le facteur de couplage électromécanique suivant l'axe x ; ε_{33}^{T} est la constante diélectrique du capteur non contraint.

En accord avec les lois de piézo-électricité, la polarisation de l'effecteur se faisant par l'axe normal 3, la contrainte générée suit l'axe 1 (Cf. Figure 87) ; son impédance s'exprime par la relation :

$$\frac{1}{Z_{PZT}(\omega)} = j.\omega.C_0\left[1 - k_{31}^2\left(\frac{K_{structure}(\omega)}{K_{structure}(\omega)+K_{PZT}(\omega)}\right)\right] \quad (3)$$

Où k_{31} est le facteur de couplage électromécanique du PZT suivant l'axe radial (CF. Figure 87). C_0 est la capacité du patch PZT non contraint ; $K_{Structure}$ et K_{PZT} sont respectivement les constantes de raideur de la structure et de l'effecteur PZT.

Comme le monte l'équation (3), l'impédance électrique mesurée aux bornes du patch piézoélectrique est bien fonction de la constante de raideur de la structure. Tout changement de cette dernière, dû à un éventuel dommage, engendre une variation systématiquement de l'impédance. Ainsi, contrairement aux techniques modales classiques, il est possible, de par

la large bande passante des capteurs piézoélectriques, de générer une excitation mécanique haute fréquence et de sonder la réponse de la structure. Le spectre haute fréquence étant bien plus sensible aux petits dommages, la technique de diagnostic par mesure de l'impédance électromécanique devrait donc être bien supérieure en résolution que toutes les autres techniques modales classiques. En effet contrairement à ces dernières, la méthode de diagnostic par mesure électromécanique [40] [95] [96] n'est efficiente qu'en haute fréquence (10kHz - 600kHz).

De plus, il est possible avec cette méthode de suivre le vieillissement ainsi que la fatigue des structures [97]. En effet, tout comme un ressort mécanique soumis à une excitation périodique finit par perdre sa raideur mécanique, une aile soumise pendant 10.000H de vol à des contraintes extérieures finit par subir le même phénomène.

b. Avantage de la méthode

Le principe de la méthode IEM ne permet pas de localiser un défaut. Contrairement à la méthode des ondes de Lamb présentée dans le chapitre précédent, le diagnostic par mesure d'impédance électromécanique ne permet d'identifier qu'un changement local de signature fréquentielle de la structure sondée. En revanche, ce type de diagnostic a des avantages indéniables : l'identification d'une zone endommagée, fatiguée ou chargée mécaniquement se fait rapidement et cela par simple comparaison d'impédances. En effet, certaines zones de structures aéronautiques (Cf. Figure 90) sont trop complexes pour être sondées par ondes guidées.

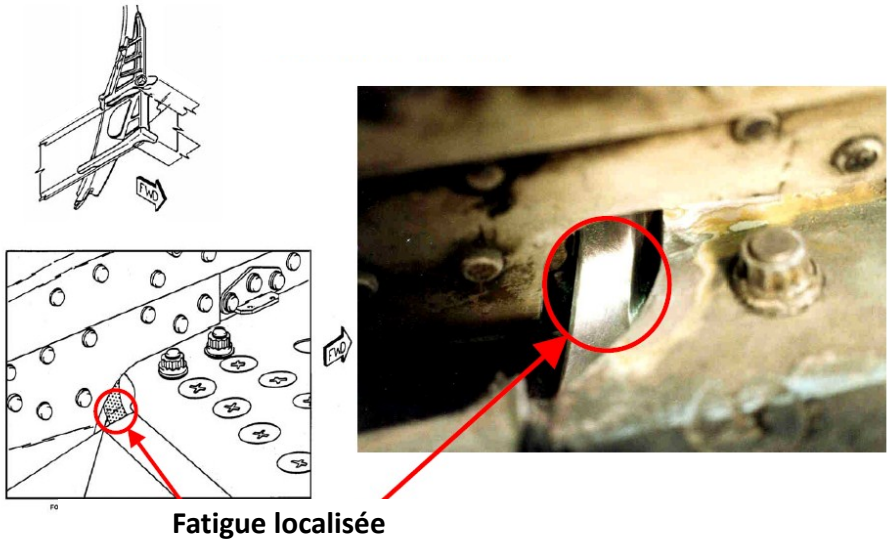
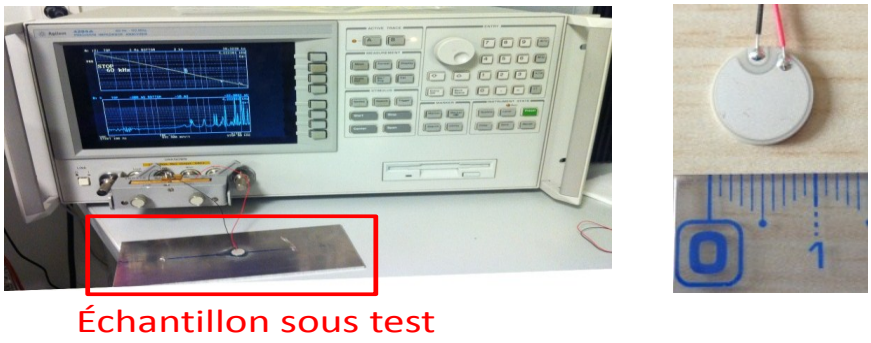


Figure 90 : zone de défaut sur structure aéronautique complexe

Les échos, les interférences constructives ou destructives produites par les empilements, les rivets trop rapprochés ou encore les raidisseurs font qu'il est très difficile d'établir un diagnostic par les méthodes conventionnelles telles que le pulse-écho ou le pitch-catch. Il est donc avantageux d'utiliser une méthode pseudo-modale qui permet par une simple mesure d'identifier un changement intrinsèque de la structure.

c. Réalisation pratique de la méthode IEM

L'utilisation de la méthode de diagnostic par mesure d'impédance est basée sur des capteurs peu chers (~10€/unité). Ceci a vite séduit les militaires qui l'utilisent pour surveiller la santé de jonctions de queues d'hélicoptères Mi-8 [98] ou encore la NASA pour la surveillance de nacelles de propulseur [99] de navette spatiale ainsi que les pas de lancements de tirs [100]. Ces derniers utilisent, pour instrumenter leurs capteurs, de grands instruments de laboratoire basés sur des analyseurs d'impédances (Cf. Figure 91).



(a) (b)

Figure 91 : (a) Banc de test utilisant un analyseur Agilent 4294A pour la mesure d'impédance électromécanique d'un effecteur piézoélectrique collé sur une structure spécimen. (b) Photo de l'effecteur piézoélectrique (1cm x 1 cm x 1mm).

Il est donc assez rapide de démontrer la faisabilité de l'approche IEM. De la Figure 92 il est aisé de constater que la signature spectrale change dans le cas d'un défaut et change à nouveau dans le cas de deux défauts. La méthode IEM est donc une solution pratique basée sur des appareils qui aussi petits soient-ils sont loin d'être intégrables.

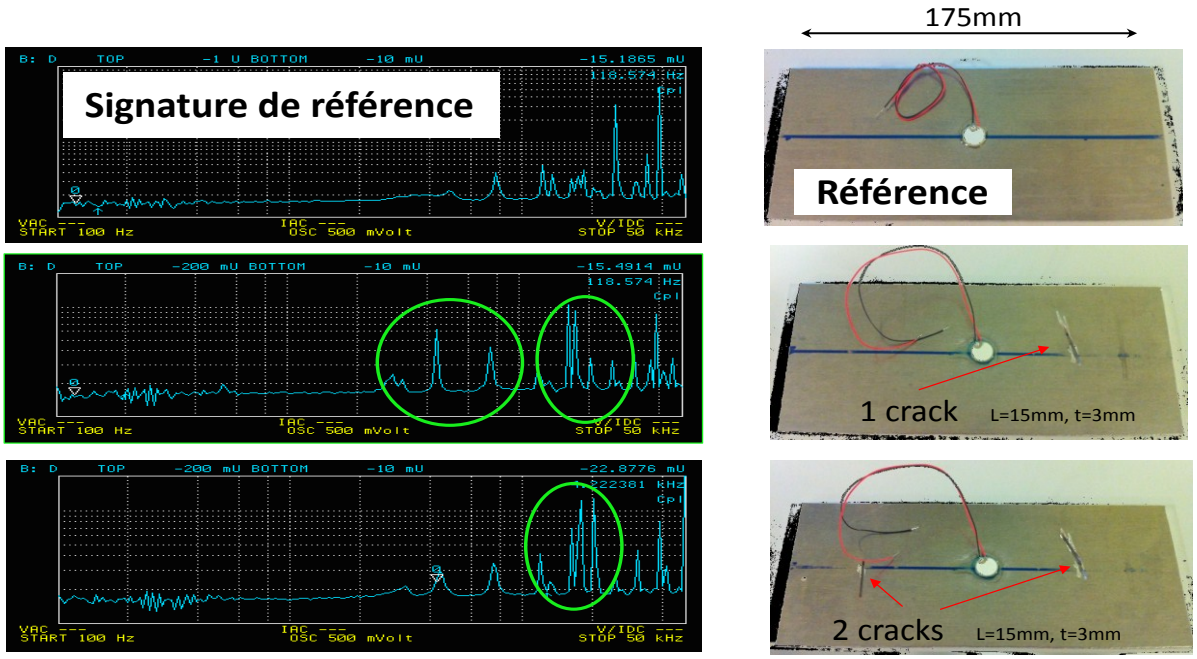


Figure 92 : Série de mesures d'impédance sur structures tests de 175 x 15 x 3 mm en Aluminium 2024 T3 de qualité aéronautique balayant un spectre allant de 100Hz à 100kHz.

Pour régler le problème, l'US Air Force développe dans ses laboratoires ou finance des projets pour intégrer la solution IEM et la rendre plus portable. Pour cela, leurs ingénieurs utilisent des systèmes d'identification par ponts analogiques [101] [102] [103] calqués sur les systèmes d'identification des analyseurs d'impédance. Une amélioration a ensuite été développée avec un DSP [104] qui permet de faire le calcul et la corrélation entre signal émis et signal mesuré suivant le schéma de la Figure 89. Le laboratoire national de Los Alamos a entrepris en 2009 une approche originale : l'exploitation d'un analyseur d'impédance intégré d'Analog-device, AD5933 [105] , pour mesurer l'impédance du capteur piézo-électrique et l'envoyer par une liaison Zigbee à une centrale qui enregistre les données [106]. Cette approche, très intégrée, a néanmoins le désavantage d'utiliser l'AD5933 qui est limité à une fréquence maximum de 100kHz.

Sachant que la technique IEM est efficace sur une bande de fréquences allant de quelques dizaines d'hertz au Mégahertz [95] [107], nous proposons le développement et l'intégration d'une méthode allant au delà des 100kHz. En effet, plus la fréquence d'excitation est grande, plus la résolution de détection est grande. Pour cela, nous proposons une approche de mesure d'impédance par identification harmonique potentiellement intégrable au sein d'une architecture électronique reconfigurable de type PSoC (Programmable System on Chip).

3. Nouvelle approche de l'IEM

a. Principe de la méthode

Pour s'affranchir de l'analyseur d'impédance, nous proposons une nouvelle approche s'appuyant sur le calcul de l'impédance complexe par un balayage fréquentiel en entrée du capteur selon le schéma de principe indiqué en Figure 93. Les signaux temporels récupérés sont traités dans le domaine fréquentiel par une transformée de Fourier. Enfin, le module de l'impédance complexe est calculé en divisant le module de la tension par le module du courant. La phase, quant à elle, est déterminée par soustraction de l'argument du courant à l'argument de la tension.

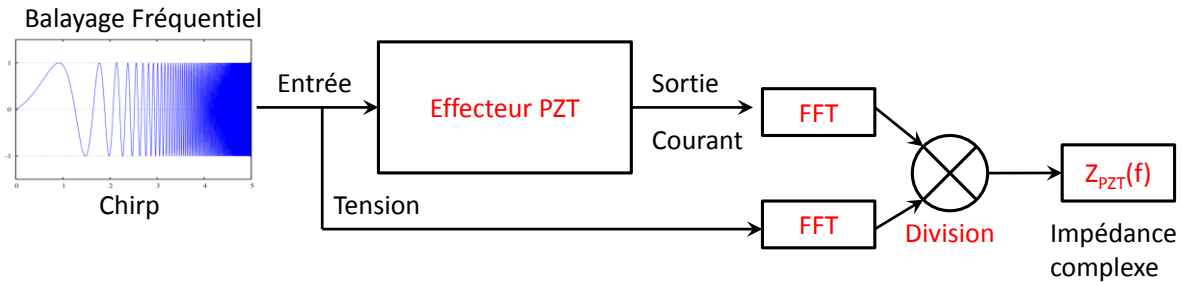


Figure 93 : Principe de calcul utilisant la nouvelle méthode de l'indentification harmonique par IEM.

Pour ce faire, nous devons mesurer le courant qui traverse l'effecteur piézoélectrique (PZT) avant de le quantifier et de le traiter. Nous proposons une approche assez simple basée sur l'insertion d'une résistance de mesure placée en série avec le capteur comme présenté en Figure 94 ; sa grandeur ohmique doit être assez réduite pour ne pas influer sur le facteur de qualité du système.

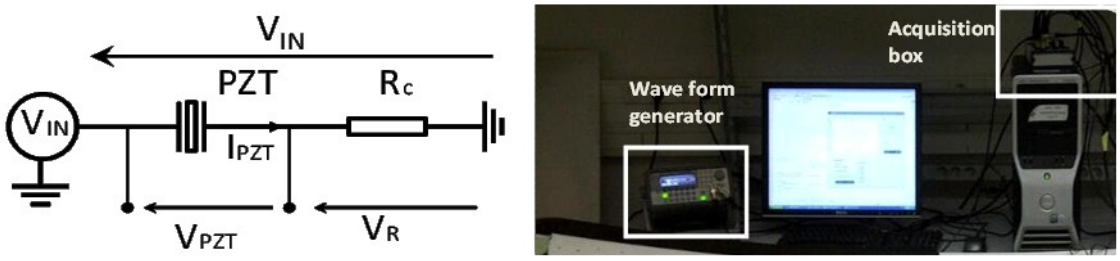


Figure 94 : Schéma du montage du PZT et banc expérimental de la technique de mesure.

En accord avec la méthodologie présentée en figure 93, un chirp à rampe de fréquence linéaire V_{IN} (Cf.Figure 95) doit donc être appliqué à l'effecteur; ce signal est synthétisé par l'équation suivante :

$$V_{IN}(t) = A.e^{j2\pi\left(f_0+\frac{\Delta f}{2T}t-\frac{\Delta f}{2}\right)t} \quad (4)$$

Avec $0 \leq t < T$ et A=10 V.

L'excursion en fréquence, centrée autour de f_o = 600kHz, s'effectue dans une bande Δf =1.2MHz durant un délai T=5 s. Cet intervalle de fréquence permet donc de balayer les premiers modes de résonances du capteur situés autour de 200kHz.

Les points générés par l'équation 4 sont numérisés grâce à Matlab et envoyés à un générateur de signaux Agilent 33220 par une liaison USB-VISA, avant d'être appliqués au capteur (Cf. Figure 94). Le courant traversant l'effecteur est ensuite mesuré via la résistance R_c par lecture de la tension V_R.

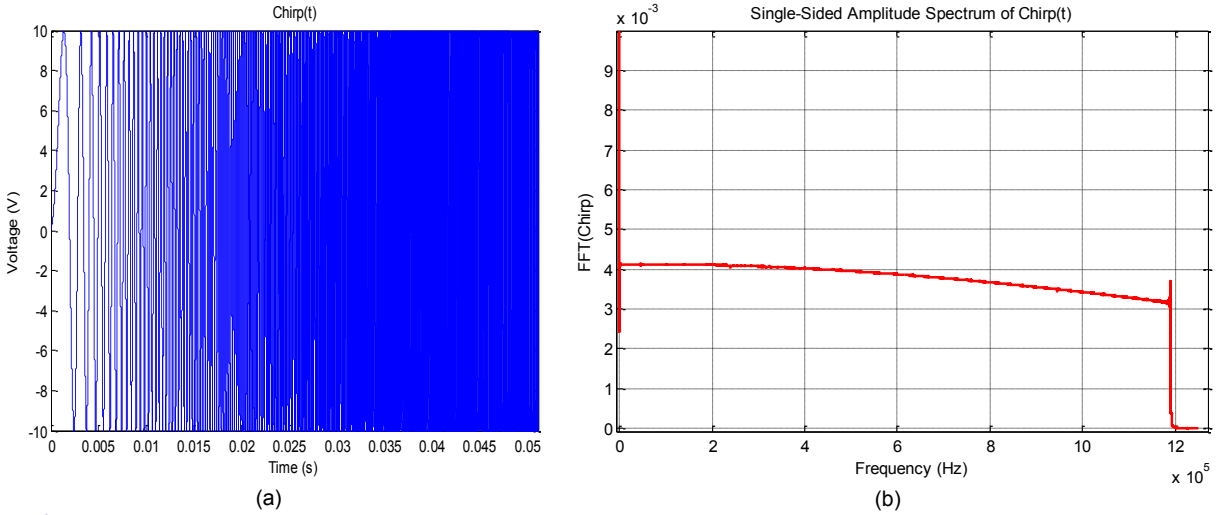


Figure 95 : Forme du chirp utilisé représenté sous forme : (a) Réponse temporelle (b) Réponse fréquentielle

La mesure de V_R se fait à l'aide d'une carte d'acquisition NI-PCI de 16 voix à une fréquence d'échantillonnage de 2.5 10^6 échantillons par seconde. Le passage du domaine temporel au domaine fréquentiel se faisant par une FFT, nous pouvons donc écrire que :

$$V_{PZT}(f) = FFT\{V_{PZT}(t)\}$$

$$I_{PZT}(f) = FFT\{I_{PZT}(t)\}$$

La tension V_{PZT} , le courant I_{PZT} et l'impédance Z_{PZT} sont donc finalement calculés par les simples relations suivantes :

$$V_{PZT}(f) = \left(1 - \frac{R_c}{Z_{PZT}(f) + R_c}\right) V_{IN}(f) \quad (5)$$

$$I_{PZT}(f) = \frac{V_{in}(f)}{Z_{PZT}(f) + R_c} \quad (6)$$

$$Z_{PZT}(f) = \frac{V_{PZT}(f)}{I_{PZT}(f)} \quad (7)$$

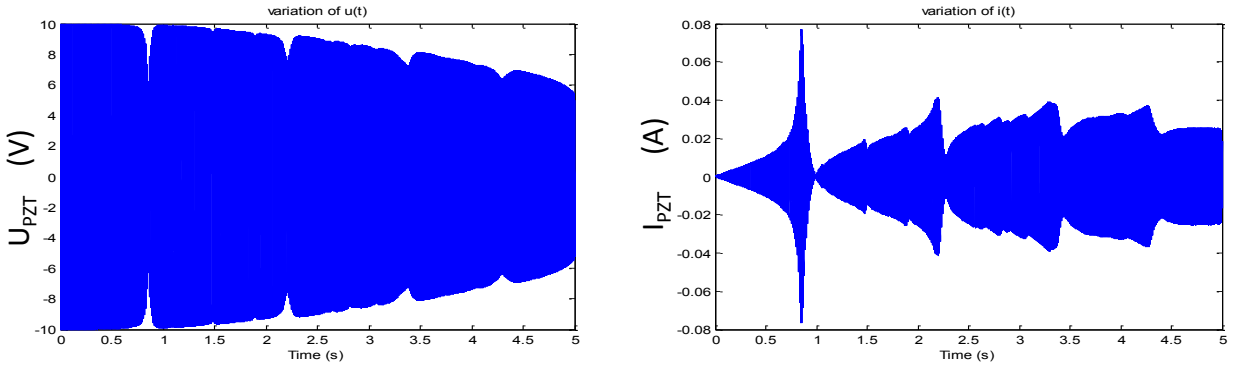
La première étape pour calculer l'impédance complexe de l'effecteur, est de mesurer la réponse en courant et en tension de ce dernier avant d'appliquer une Transformée de Fourier sur les deux mesurandes (Cf. Figure 96).

b. Validation expérimentale

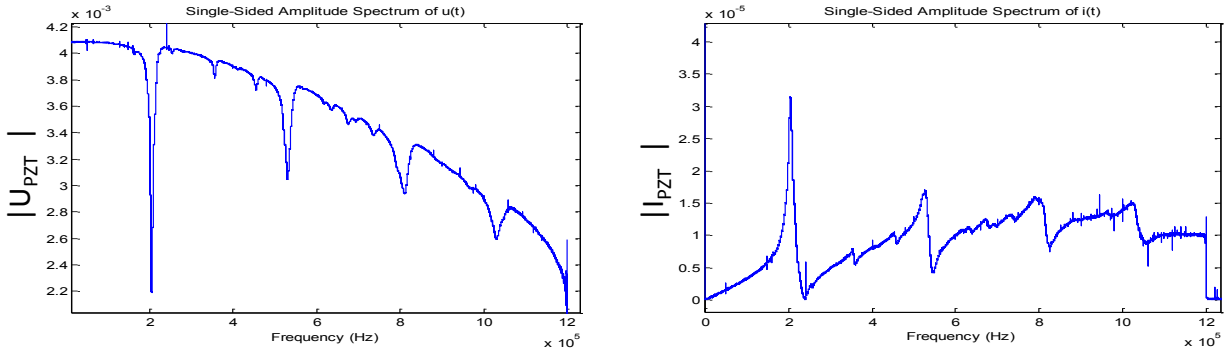
En appliquant le stimulus présenté en Figure 95 selon le protocole décrit précédemment, nous récupérons quatre signaux : deux temporels et deux autres fréquentiels comme indiqué en Figure 96. En utilisant la relation suivante :

$$|Z_{PZT}(f)| = \frac{\sqrt{Re[V_{PZT}(f)]^2 + Im[V_{PZT}(f)]^2}}{\sqrt{Re[I_{PZT}(f)]^2 + Im[I_{PZT}(f)]^2}} \quad (8)$$

Nous avons calculé le module de l'impédance complexe $|Z_{PZT}(f)|$ du capteur avant de le comparer à celui mesuré par l'analyseur d'impédances Agilent 4294A.



(**a**) (**b**)



(**c**) (**d**)

Figure 96 : (a) V_{PZT} (t): Réponse temporelle en tension de l'effecteur PZT pour un chirp allant de 0 à 5s. **(b)** I_{PZT} (t): Réponse temporelle en courant de l'effecteur PZT pour un chirp allant de 0 à 5s. **(c)** V_{PZT} (f) = FFT [V_{PZT} (t)] Réponse spectrale de la tension aux bornes de l'effecteur. **(d)** I_{PZT} (f) = FFT [I_{PZT} (t)] Réponse spectrale du courant aux bornes de l'effecteur.

La comparaison des résultats acquis grâce à l'analyseur d'impédance Agilent 4294A avec ceux de notre banc de tests est reportée en Figure 97.

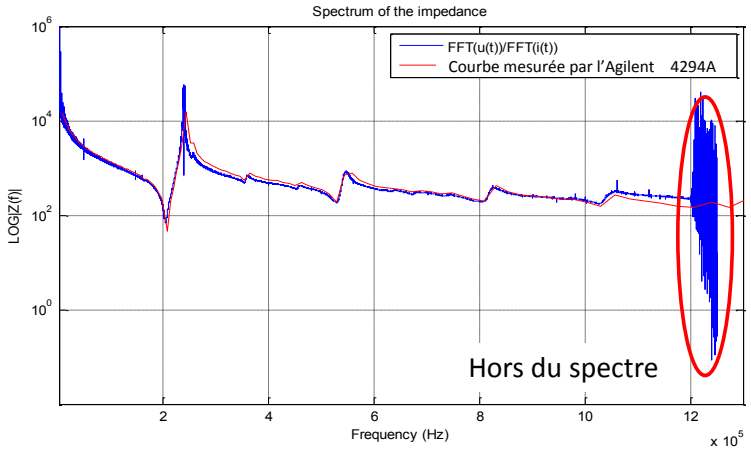


Figure 97 : Comparaison entre l'identification d'impédance de l'effecteur à vide par l'analyseur d'impédance (en bleu) et par notre banc de test (en rouge).

La lecture du graphique nous permet de conclure que l'approche développée grâce à notre méthode présente de bons résultats sur l'intervalle fréquentiel du chirp, à savoir de 0 à 1.2MHz. Au delà de cet intervalle, la mesure est erronée.

4. Applications de la méthode

a. Détection de délaminages au sein de structures composites

Les défauts de type délaminage sont des défauts qui sont propres aux matériaux composites. Ces derniers sont en effet constitués d'empilement de matrices en fibres de carbone collées par une résine époxy polymérisée en autoclave, à hautes pression et température pour former un ensemble uniforme. Tout impact ou choc extérieur sur le matériau excédant une valeur

seuil fixée par le nombre d'empilements créera un décollement localisé totalement invisible, et qui se traduira par une modification des propriétés mécaniques de la structure. Ainsi un choc énergétique sur un-matériau composite peut se traduire par une réduction importante de la rigidité mécanique sans aucun signe visible. Pour l'aéronautique, ce type de défauts est une préoccupation de premier ordre. Nous avons donc voulu tester notre approche sur la détection de ce type de défaut et de montrer ainsi sa validité sur des structures composites complexes.

i. Collage effecteur structure

Pour valider l'approche de détection de délaminages sur des structures en fibres de carbone par la technique IEM, nous avons extrait d'un panneau d'aile droite d'un ATR72, un panneau de 49.5 cm × 46 cm ne présentant aucun endommagement (Cf. Figure 98).

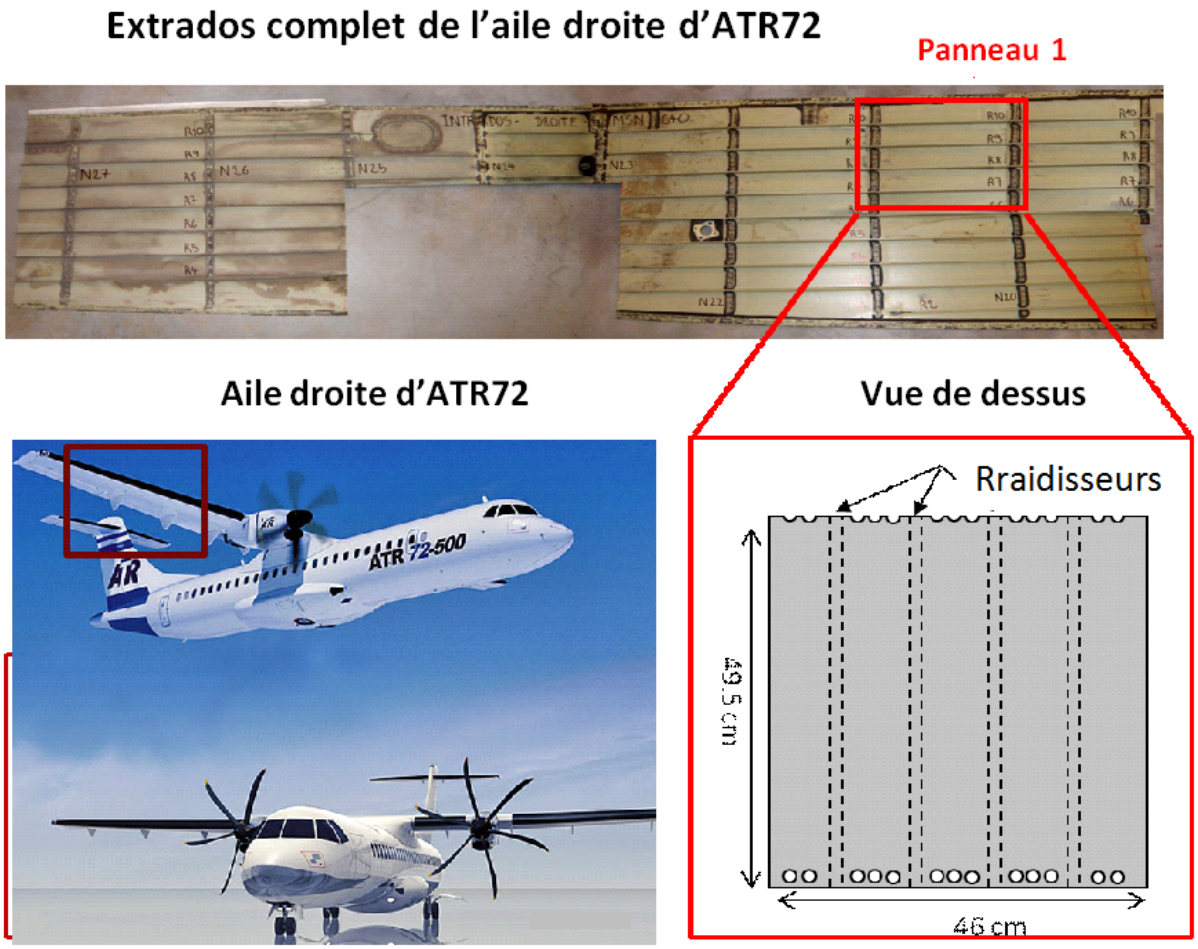


Figure 98 : Extraction d'une structure test d'un panneau d'ATR72

A l'aide d'une impacteuse utilisée en local par les ingénieurs d'EADS-IW (Cf. Figure 99), nous avons introduit par percussion sur la face supérieure de la structure divers délaminages de différentes tailles : 302 mm², 420mm² et de 505mm² visibles sur la Figure 101.

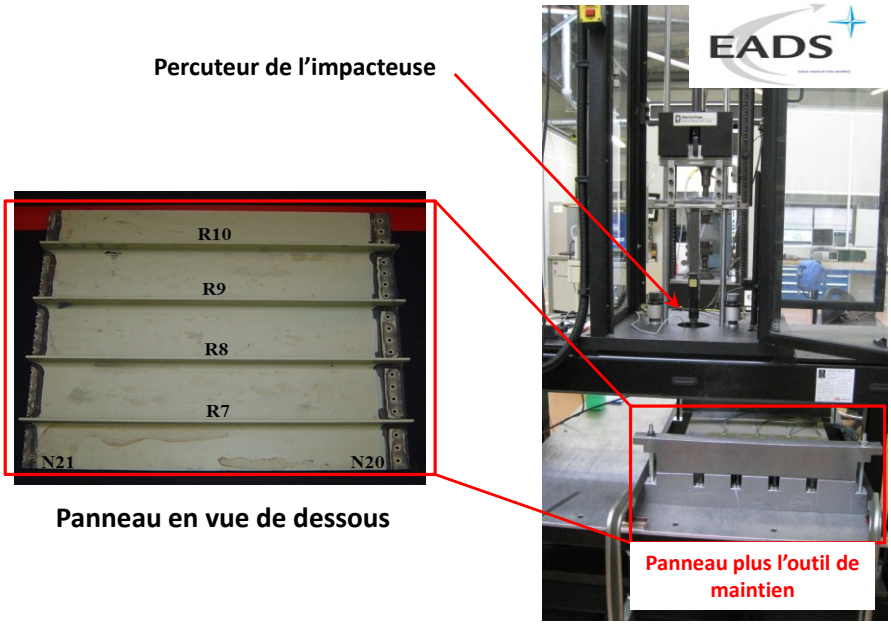


Figure 99 : Impactage du panneau d'ATR72

Tableau 9 : caractéristiques des différents dommages.

Dommage	Surface	Visibilité extérieure
Témoin : D1	0	Aucune
D2	505mm²	Matrice composite rompue localement sur face inférieure
D3	420mm²	Matrice composite rompue localement sur face inférieure
D4	302mm²	Aucune

Suite aux impacts qui ont produit les délaminages D2 et D3, deux zones localement endommagées sont apparues sur la face opposée aux points d'impact (Cf. Figure 100).

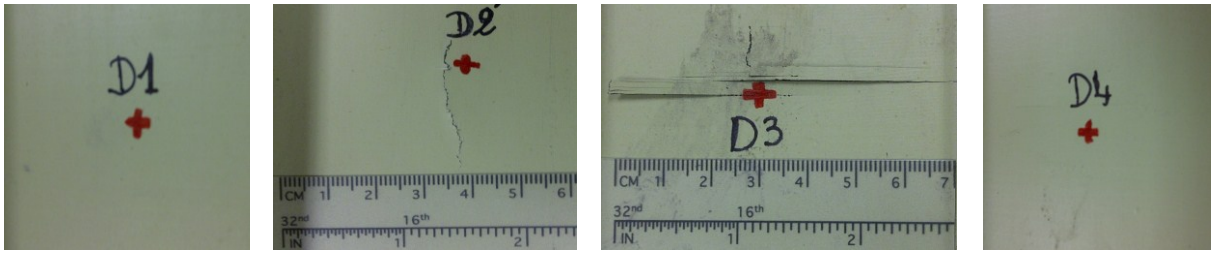


Figure 100 : Photos des défauts sur la face inférieure de la structure

Ce phénomène, typique des matériaux composites, est le résultat d'une contrainte extrême sur la face opposée à l'impact créée par la déformation locale de la structure. Un cône de délaminage invisible à l'œil nu a donc été créé au sein de l'épaisseur de la structure, en dessous des points d'impact. Ces délaminages étant invisibles, la caractérisation de ces derniers s'est faite grâce à une méthode de contrôle non destructive par ultra-sons. Les C-scans de ces différents dommages ainsi que leurs localisations sur la structure sont présentés en Figure 101.

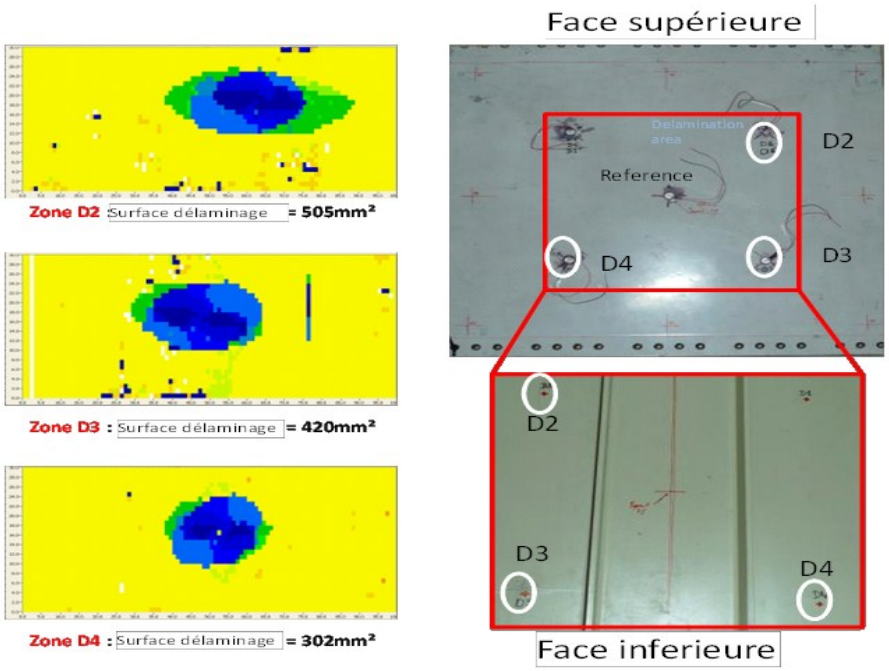


Figure 101 C-scan des différents délaminages ainsi que leurs localisations sur la structure composite

Dans la littérature [108] [98], la méthode IEM est présentée comme une technique invasive car les capteurs sont collés de façon permanente sur la structure. En effet, pour avoir un bon couplage électromécanique entre la structure et le capteur, la colle utilisée doit avoir un module de Young en cisaillement de l'ordre de 10^9 Pa [95]. Il est donc d'usage d'utiliser des colles cyanoacrylate ou époxy, qui une fois durcies sont permanentes.

L'approche novatrice que nous proposons consiste à utiliser des capteurs décollables. Pour cela, nous avons utilisé une poudre qui, contrairement aux polymères déjà cités, cristallise à 40°C tout en restant soluble au contact de l'acétone, l'éther, l'alcool, l'eau bouillante, le benzène et la turpentine. Rappelons que la température de cristallisation des piézoélectriques utilisés est bien plus basse que leur température de curie, ce qui n'affecte donc pas leurs propriétés électromécaniques.

La colle cristalline utilisée est de la phényle salicylate ($C_{13}H_{10}O_3$) ; elle se présente sous forme de poudre blanche et est utilisée dans la synthèse de divers polymères. Pour la cristalliser, une soufflette à air chaud a été utilisée. Cette colle dégaze néanmoins un composé organique volatile très toxique [109] qui nécessite donc une certaine protection.

De par ses propriétés, la poudre phényle salicylate a déjà été étudiée pour des technologies de contrôle non destructives par ultra-sons classiques [110] [111]. Ses propriétés assurent un couplage électromécanique structure/capteur assez similaire à celui d'une colle cyanoacrylate classique. Pour s'en assurer, une mesure d'impédance effectuée sur un capteur collé à la structure par cyanoacrylate et par phényle salicylate a été réalisée (Cf.Figure 102).

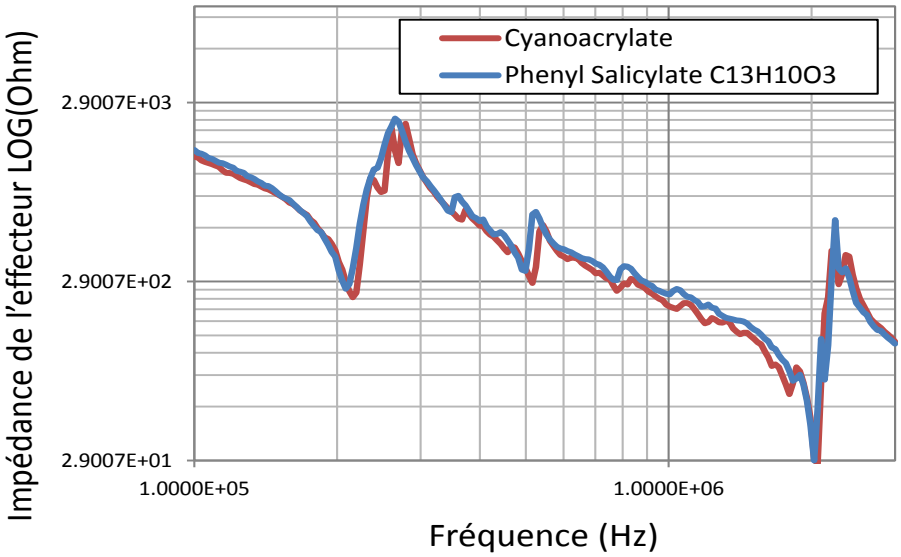


Figure 102 : Superposition des deux impédances pour les collages par cyanoacrylate et par Phényle Salicylate

Le profil d'impédance électromécanique est non seulement lié, comme démontré précédemment, à l'intégrité de la structure, mais aussi à la nature de l'interface entre la structure et le capteur. Pour une même structure, cette mesure est témoin du coefficient de couplage électromécanique capteur structure et par conséquent de la nature du collage.

Comme le montre la Figure 102, les profils mesurés pour les deux types de collage sont assez similaires : les deux types de couplages sont donc très proches.

ii. Validation expérimentale

L'utilisation du banc de test présenté en Figure 94 pour détecter les défauts D2, D3 et D4, nous a permis l'acquisition des quatre profils d'impédances présentés en Figure 103.

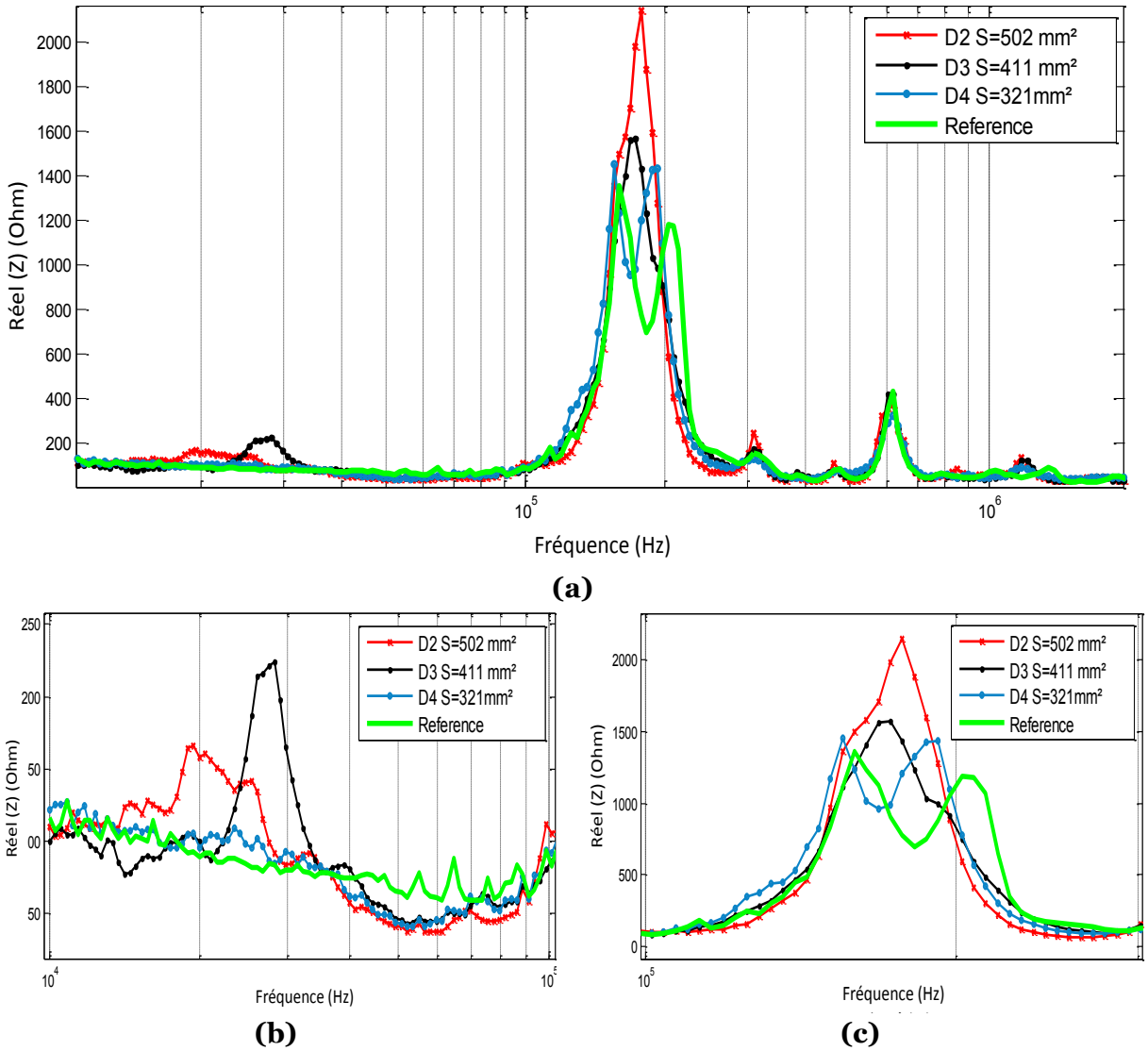


Figure 103 : Courbes d'impédances des échantillons D1 (réf.), D2, D3 et D4. (a) Partie réelle de l'impédance des capteurs. (b) Zoom sur les basses fréquences allant de 10 kHz à 100 kHz. (c) Zoom sur le premier mode de résonance du capteur (Autour de 200kHz)

Sur ces courbes, nous pouvons distinguer deux zones de variation : une zone basse fréquence qui se traduit par l'apparition de nouvelles fréquences propres et une zone autour du mode principal de résonance du capteur.

Entre 10kHz et 100kHz, les zones sévèrement endommagées que sont D2 et D3 présentent deux comportements différents de ceux de la référence ou encore de D4, qui, sur cette gamme de fréquence, ne présente aucune anomalie. En plus haute fréquence, le premier mode de résonance du capteur (200kHz), qui pour rappel est seulement lié aux dimensions de ce dernier, parait varier en fréquence mais surtout en amplitude. Ce phénomène semble témoigner, d'après l'analyse numérique effectuée par le CNRC (Centre National de recherche Canadien), d'une dégradation du couplage électromécanique suite à l'introduction de délaminages [112].

b. Détection de décollement au sein de structures composites en nid d'abeille

i. Approche

En plus des matériaux composites dits classiques, l'industrie aéronautique a vu l'introduction de matériaux dits sandwichs en nid d'abeilles. Initialement utilisés dans l'industrie spatiale pour la construction de satellites, les nids d'abeilles en composites servent de matériaux légers pour les zones à faibles contraintes mécaniques tels que les planchers de cabines ou récemment pour l'empennage. Ce dernier est composé d'ensembles de plans fixes et mobiles, appelés dérive et stabilisateur horizontal (Cf. Figure 104).

Figure 104 : Un Airbus avec vue sur les constituants de l'empennage **[44]**

L'un des défauts les plus courants avec ce genre de structures est le décollement entre les nids d'abeilles et les deux peaux (Cf. Figure 105) dus aux impacts extérieurs ou, le plus souvent, à de l'infiltration d'eau au niveau du corps. Comme il a déjà été décrit dans le chapitre 1, il existe une multitude d'outils pour l'inspection de ce genre de matériaux. Les plus utilisés sont la thermographie [113], les rayons X ou encore le pitch catch ultra-son à l'aide d'un bondmaster fabriqué par Olympus [114]. Pour un panneau complet, l'inspection avec les méthodes citées précédemment prend respectivement 4 heures, 8 heures et 16 heures avec deux operateurs. L'approche que nous proposons permettrait une analyse d'intégrité de

structures quasi-instantanément, avec une intervention humaine minimale et un coût ne dépassant pas les 15€ par 50cm².

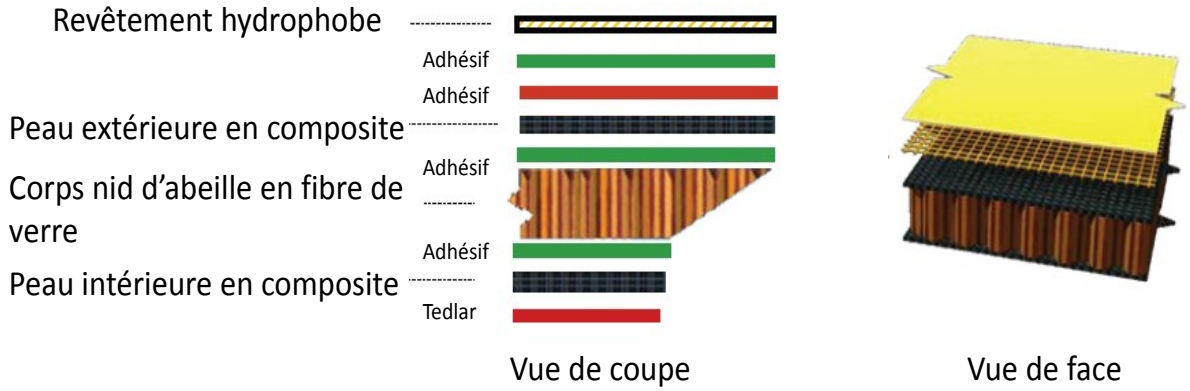


Figure 105 Constitutions des structures sandwich des airbus A320

Pour démontrer la faisabilité de détection des décollements, nous proposons l'utilisation d'un spécimen en nid d'abeilles extraites d'une structure aéronautique (Cf. Figure 106). Pour ce faire, nous avons simulé un décollement par simple attaque de l'adhésif entre la peau externe et le corps en fibre de verre (Cf. Figure 105) à l'aide d'un cutter.

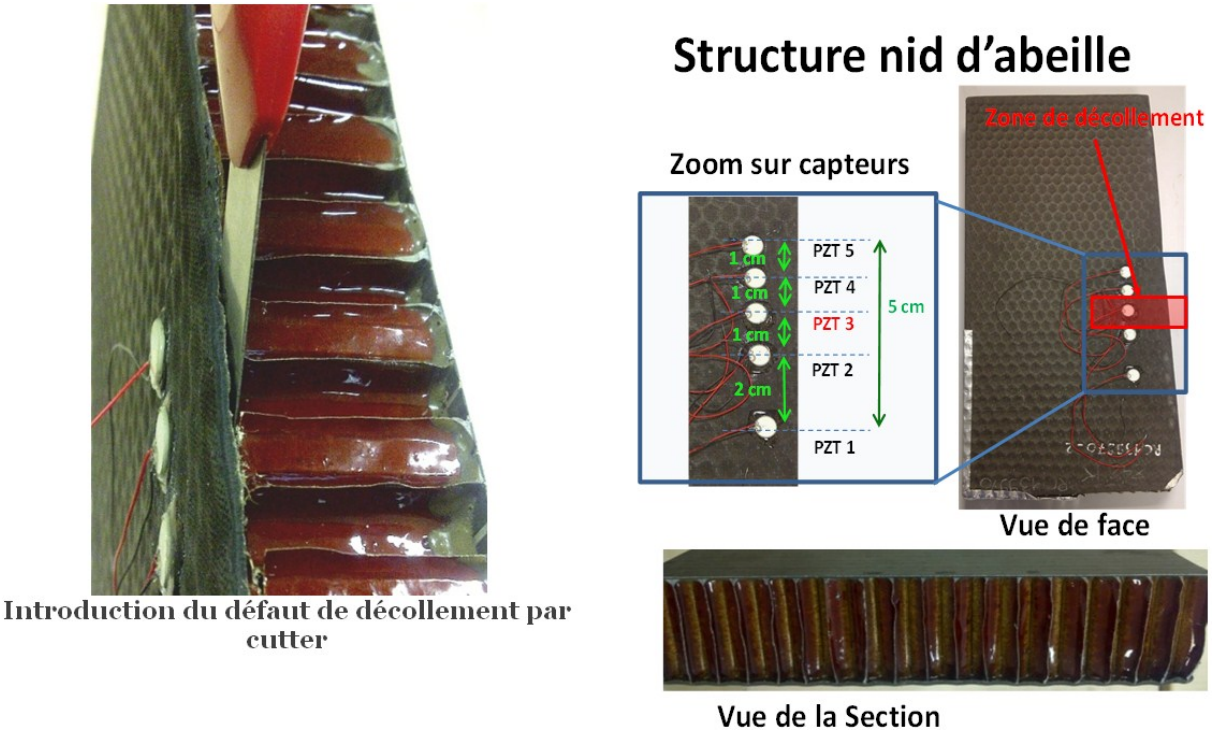


Figure 106 : Spécimen de structure en nid d'abeilles utilisée pour nos tests

Le décollement étant simplement visible à l'œil nu, il n'est donc pas nécessaire d'utiliser un outil de contrôle non destructif comme il a été fait précédemment.

Une série de cinq effecteurs PZT numérotés de 1 à 5, de même nature et de même taille que ceux utilisés précédemment, ont été collés à des distances de 2cm, 3cm, 4cm et 5cm de l'effecteur 1. Une série de deux décollements (Cf. Tableau 10) a été introduite en dessous du capteur 3.

Tableau 10 : Décollements introduits

Décollement	dimensions
-1-	2cm x 7cm
-2-	4cm x 10cm

Le banc de test utilisé pour mesurer l'impédance électromécanique est le même que celui présenté en Figure 94.

ii. Résultats

Par souci de simplification, nous ne proposons que l'analyse des courbes extraites des mesures du capteur 3, situé au-dessus du décollement, ainsi que du capteur 1, éloigné de 3 cm du décollement.

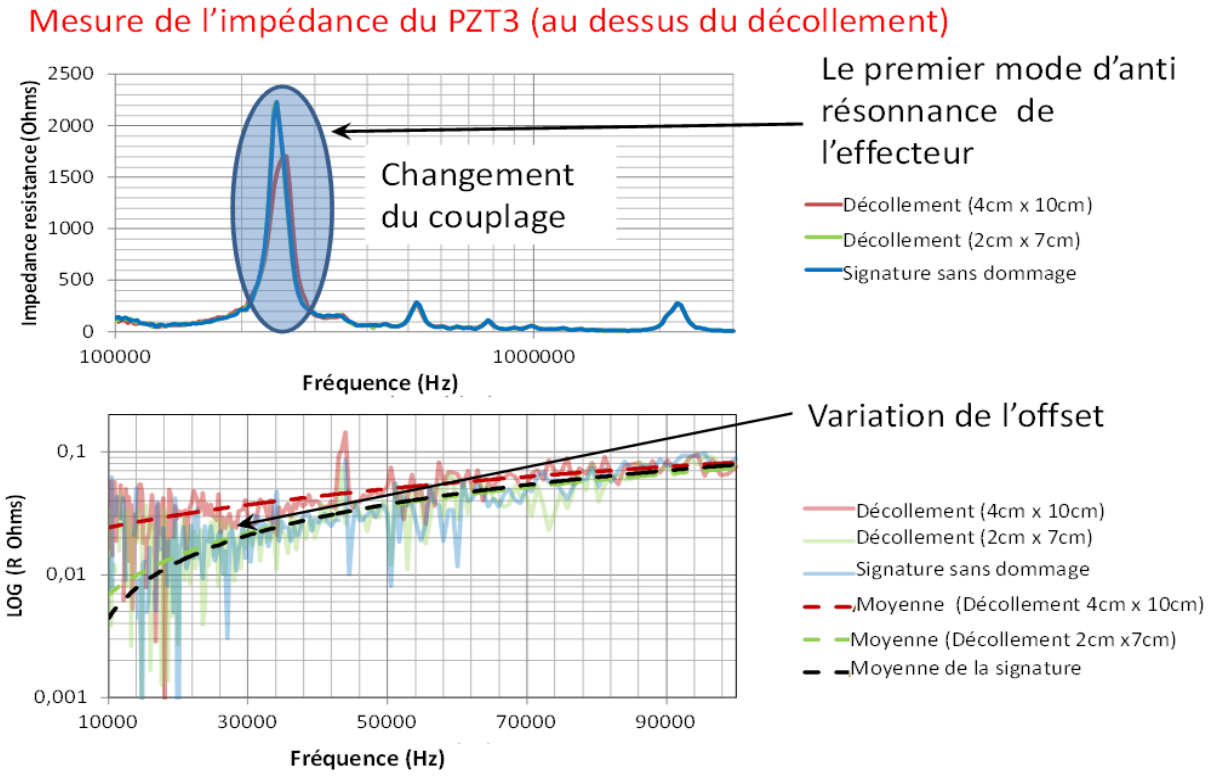


Figure 107 : Mesure de l'Impédance électromécanique de l'effecteur 3. (a) Premier mode d'antirésonance de l'effecteur ; (b) variation de l'offset

Comme le montre la Figure 107 pour l'effecteur 3 ou la Figure 108 pour l'effecteur 1, la première fréquence d'antirésonance définie par une augmentation de la résistance de l'effecteur (autour de 200kHz) enregistre une différence claire entre la réponse saine et les réponses endommagées. La variation est non seulement visible en amplitude mais également en fréquence, ce qui est conforme aux résultats de tests présentés en Figure 103. De cette variation de 'pic' il semble impossible de détecter la taille de décollement car les deux courbes sont proches et se ressemblent. Cette variation n'est donc témoin que d'un changement du couplage électromécanique entre la structure et le capteur [108].

En plus basse fréquence entre 10kHz et 100kHz, l'offset de l'impédance de l'effecteur qui est au dessus du dommage semble varier avec la taille du décollement [115] [116]. Plus la zone de décollement est grande, plus la résistance en basse fréquence est grande. Dans le cas de l'effecteur 1, nous enregistrons le même phénomène mais pas la même tendance. En effet, une variation de résistance est bien notable mais aucune tendance ne peut être déduite.

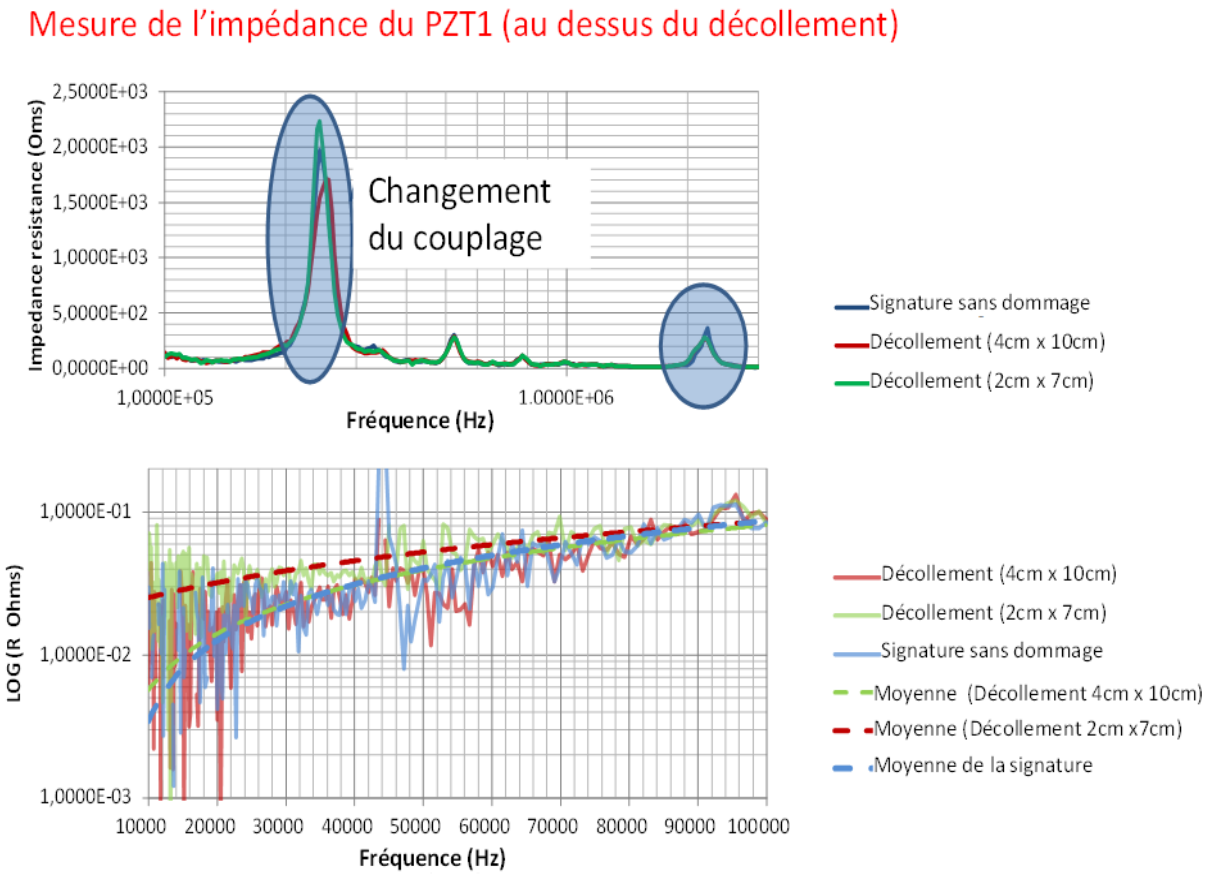


Figure 108 Impédance électromécanique de l'effecteur 1. (a) Premier mode d'antirésonance de l'effecteur ; (b) variation de l'offset

5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons montré l'intérêt de l'approche du diagnostic de défauts par des mesures d'impédance électromécanique effectuées par l'intermédiaire d'effecteurs piézoélectriques collés sur des structures métalliques et composites.

Une méthode de mise en œuvre de la technique a été développée : elle est basée sur l'utilisation d'un effecteur piézoélectrique placé en série avec une résistance servant à mesurer le courant qui la traverse, le tout piloté sous Matlab. Deux spectres d'opérations furent identifiés :

- Les basses fréquences [10kHz – 100kHz] : plus sensibles aux larges défauts comme l'a montrée l'expérience sur panneau d'ATR (>411mm²) ainsi qu'aux décollements sur matériaux sandwichs
- Les hautes fréquences [100kHz – MHz [: plus sensibles aux changements minimes et intrinsèques des matériaux

De ce fait, les étapes décrites dans ce chapitre ont permis de valider non seulement l'objectif de 'monitorer' les structures aéronautiques par la technique de l'IEM, mais également de mettre en place les soubassements d'une intégration ouvrant le champ à une solution effecteurs/électronique reconfigurables et finalement embarquée. Des tests sur structures aéronautiques à géométrie complexe ont permis de montrer la complémentarité avec les méthodes d'inspection à ondes guidées.

Le banc de test monté nous a permis de valider l'approche par identification harmonique. Cette technique est à la base de la méthode que nous avons mise au point afin d'optimiser les algorithmes permettant de prévoir une approche plus intégrée. En effet, ces derniers sont adaptés à une CPU limitée où les transformées de Fourier (gourmandes en ressources de calcul) sont remplacées par des calculs temporels pertinents.

Chapitre V

Intégration système des techniques de diagnostic par ondes guidées et impédance électromécanique

Sommaire :

1. Introduction ---------- 137

2. Problématique de l'intégration ---------- 138

3. Intégration des technologies basées sur les ondes guidées ---------- 143

a. Approche ---------- 143
b. Intégration matérielle ---------- 144
c. Intégration logicielle ---------- 150
d. Tests sur structures ---------- 153

4. Intégration des technologies basées sur l'IEM ---------- 154

a. Approche ---------- 154
b. Génération des stimuli ---------- 156
c. Prototype d'intégration IEM ---------- 157
d. Validation expérimentale ---------- 160

5. Conclusion ---------- 164

1. Introduction

Dans les chapitres 3 et 4, nous avons démontré la faisabilité de détection de défauts de différentes natures et dimensions survenant sur des structures aéronautiques. Le développement de méthodes d'analyse non destructives, basées sur des techniques utilisant les ondes de Lamb et l'impédance électromécanique, nous a permis de valider l'approche d'un contrôle 'in situ' de structures composées de matériaux métalliques et/ou composites. Dans ce but, au vu de la diversité des défauts pouvant se produire dans des structures elles-mêmes de natures et géométries différentes, il a été nécessaire d'étudier les spécificités de chacune des méthodes et d'en évaluer les performances.

Ainsi, il est apparu que :

- Les techniques de 'pulse échos' et 'pitch catch', basées sur l'utilisation des ondes élastiques guidées, seront à privilégier pour la détection de défauts se situant à moyennes et longues distances des actionneurs, sur des structures métalliques et composites à géométries simples ;
- l'approche pseudo modale, basée sur la mesure d'impédance électromécanique, ciblera plutôt des défauts situés à de courtes distances de l'effecteur sur des structures métalliques et composites complexes.

L'exploitation de ces deux méthodes a nécessité la mise au point de deux bancs d'expérimentation spécifiques. La méthodologie adoptée et l'analyse des résultats font apparaitre la nécessité d'une solution pouvant assurer un diagnostic indépendant des formes des structures et des distances actionneurs-capteurs-défauts. Cette recherche de complémentarité peut se faire au travers d'une recherche de reconfigurabilité des circuits de

commande et de saisie des signaux d'intérêt. Le but de ce chapitre est donc de fusionner les méthodes au sein d'une architecture électronique embarquable unique et disposant de ressources limitées.

L'utilisation d'architectures de type SoC (Systems on Chip) reconfigurables sera privilégiée au vu de l'avantage d'intégration qu'elle procure. Dans une première partie, nous détaillerons la souplesse qu'introduit une telle architecture avant de passer, dans la deuxième partie du chapitre, à l'intégration des deux techniques de diagnostic. Enfin, des tests sur des structures aéronautiques seront finalement présentés.

2. Problématique de l'intégration

Depuis une décennie, l'industrie aéronautique s'est engagée dans une mutation globale tant au niveau de la mécanique structurelle [117] que de l'architecture avionique (électronique embarquée). Dans le premier cas, l'introduction de matériaux composites a permis, dans une certaine mesure, d'alléger le poids des avions afin de les rendre plus efficients énergétiquement. Dans le second cas, l'architecture avionique est passée d'une architecture fédérée à une architecture dite modulaire [118].

A titre d'exemple, dans un avion Airbus pré -A380, chaque fonction ou système était équipé d'au moins un calculateur [119]. Ce dernier se retrouvait ainsi dédié à une seule tâche (contrôle de freinage, contrôle de fuel, contrôle du plan de vol…). L'évolution technologique de l'aviation impliquait donc toujours plus de calculateurs dédiés (Cf. Figure 109) avec la problématiques récurrente des chemins de câblages (>100km par avion).

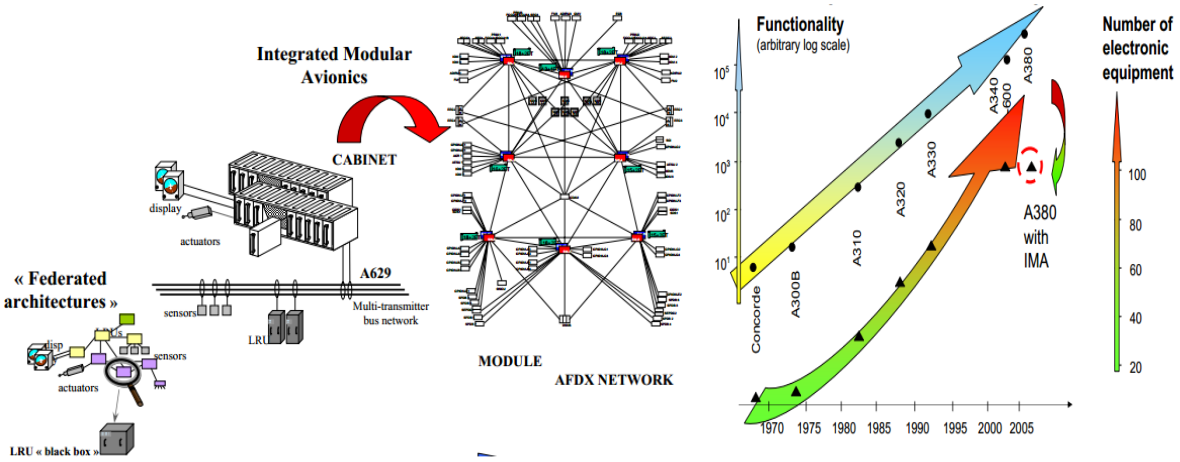


Figure 109 : Architecture avionique **[119]** et évolution de l'équipement électronique.

Afin d'y remédier, l'avionique s'est orientée vers une architecture modulaire et reconfigurable dans laquelle chaque calculateur intègre plusieurs fonctions développées par différents sous-traitants (Cf. Figure 110.a). Une standardisation des connecteurs de cartes (ARINC600) et du bus de communication (AFDX dans le cas de l'A380, A350 et A400M) permet l'obtention d'une architecture totalement distribuée où chaque module peut interagir avec l'autre pour l'échanges d'ordres ou de données [120] (Cf. Figure 110.b).

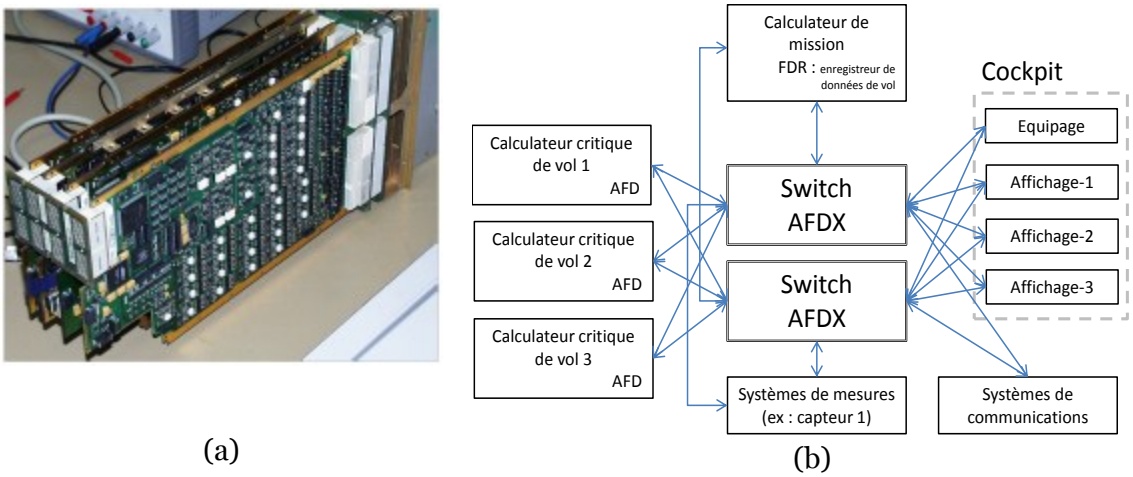


Figure 110 : (a) Calculateur CPIOM (Core Processing Input Output Module) intégrant 21 fonctions de 10 sous-traitants différents **[119] (b)** Exemple de réseau avionique.

Ainsi, l'utilisation d'une architecture ouverte non dédiée permet de conjuguer la souplesse de développement des applications dédiées à un gain certain au niveau de la masse. Pour réussir cette approche, deux axes de développement sont possibles (Cf. Figure 111) :

- Une approche classique de type IMA [118] [121] se basant sur un processeur multi ou mono cœur entouré de périphériques de communication ou de stockage. La séparation des fonctions et des tâches est réalisée au niveau applicatif ; on parle ainsi de « virtualisation du partitionnement ».

- Une approche reconfigurable au niveau du matériel bas niveau et logiciel, se basant sur une approche beaucoup plus générique combinant des technologies souples comme les FPGA (Field programmable Gates Array) [122] et FPAA (Field programmable Analog Array) [123] [124].

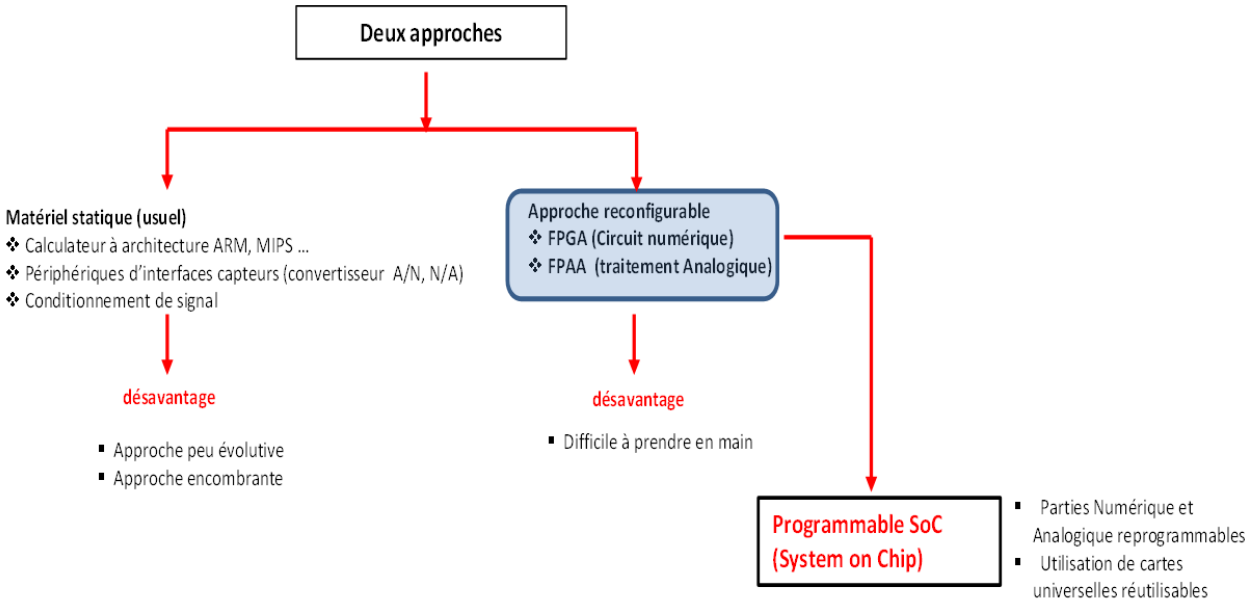


Figure 111 : Schéma des 2 approches systémiques possibles en avionique.

La première approche est analogue à celle des ordinateurs personnels ; c'est celle qui est actuellement intégrée au niveau de l'électronique aéronautique. Elle présente une souplesse du côté applicatif mais reste du point de vue matériel figée et non adaptée à une éventuelle mise à niveau (upgrade) matérielle. Ainsi, compte tenu des différents processus physiques à surveiller, chaque interface capteur est dédiée à un type d'instrumentation (Cf. Figure 112).

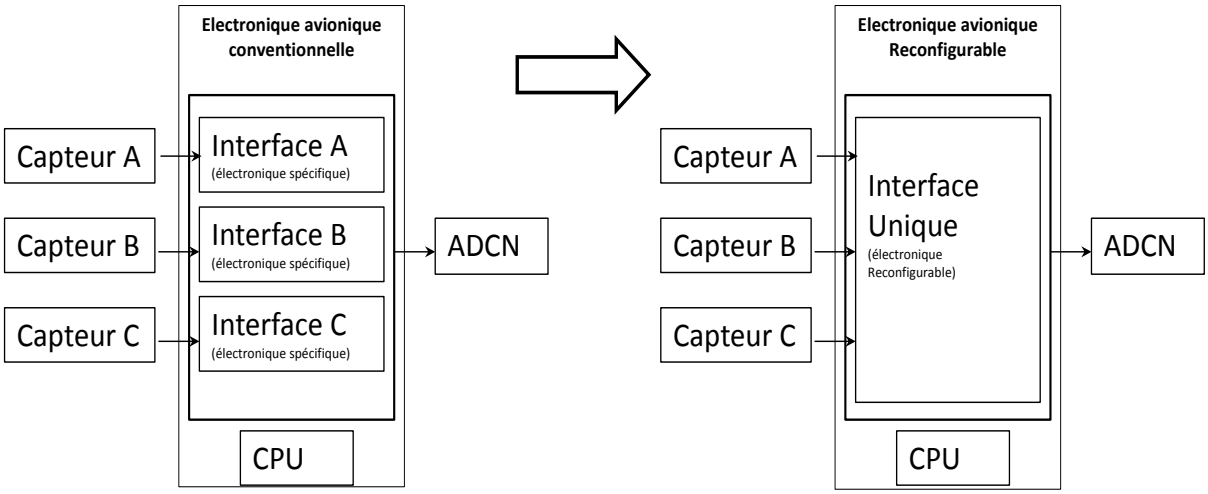


Figure 112 : Comparaison entre l'approche conventionnelle d'interfaces multiples et l'approche à interface unique par 'électronique reconfigurable'.

La deuxième approche est plus souple ; elle se base sur une modularité et une reconfigurabilité tant au niveau matériel (hardware) que logiciel (software). Ainsi, grâce à des

technologies émergentes telles que les FPAA (Field programmable Analog Array), DpASP (Dynamically programmed Analog Signal Processors) ou PSoC (Programmable Systems on Chip), nous sommes capables d'interfacer tous types de capteurs grâce à une circuiterie de conditionnement versatile [40] (Cf. Figure 113). Cette approche est celle que nous avons choisie pour notre intégration.

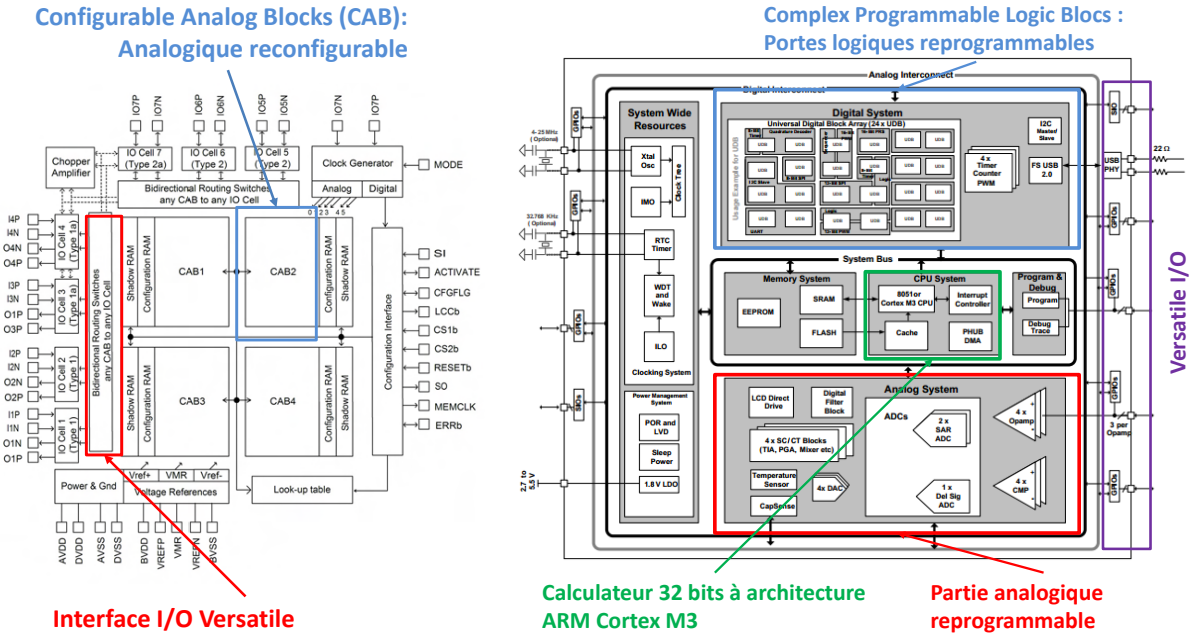


Figure 113 : Architectures reconfigurables **(a)** : Architecture interne d'un FPAA **(b)** : Architecture interne d'un PSoC 5

Le choix des technologies FPAA ou DpASP est pertinent dans le cas d'une interface analogique pure, puisque la reconfiguration est assurée par une circuiterie à capacités commutées permettant la réalisation de schémas de conditionnements, d'amplifications ou de filtrages du signal. Les seules limitations constatées sont celles liées à la bande passante (de l'ordre du MHz) et la plage en tension d'entrée (qui est unipolaire et ne dépasse pas les 5V). Elles sont aussi dénuées de traitement numérique ; des composants FPGA ou des calculateurs classiques doivent alors être ajoutés pour compléter le système.

Ainsi, pour réduire l'échelle d'intégration, une approche reconfigurable mixte intégrant des signaux numérique et analogique sur un même composant serait plus avantageuse. Plusieurs nouvelles architectures basées sur ce principe, appelés systèmes sur puces programmables, commencent à voir le jour. Nous en distinguons essentiellement deux familles :

- Une première permettant, en plus du traitement numérique, un véritable traitement analogique : elle inclue des multiplieurs, des amplificateurs de courant ou de tensions, des filtres… Cette technologie est représentée par la famille des PSoC (Programmable Systems on Chip), solution manufacturée par Cypress®. La puce inclut essentiellement quatre parties distinctes : une zone logique reprogrammable (PLD : programmable logic device) ; une zone analogique multiplexée et reprogrammable ; divers périphériques d'entrées sorties ainsi qu'un calculateur 32 bits ARM CORTEX M3 cadencé à 67 MHz dans la version PSoC5.

- La seconde approche est, quant à elle, tournée vers le calcul numérique avec une partie analogique se réduisant à des entrées versatiles et des étages de numérisation se basant sur des convertisseurs analogiques numériques. Dans cette catégorie, nous distinguons deux technologies : les APSoC (All Programmable System on Chip) fabriqué par Xilinx et les SoPC (System on a Programmable Chip) développés par Altera. Destinées aux traitements à hauts facteurs de calculs, ces technologies intègrent, dans la majorité des cas, un calculateur Dual Core ARM Cortex A9 cadencé entre 800MHz et 1GHz ainsi qu'une zone FPGA de 430k à 5.2M de cellules. La partie analogique AMS (Analog Mixed Signal) quant à elle se résume à des multiplexeurs analogiques, des amplificateurs échantillonneurs bloqueurs et des étages de numérisations ; cette partie reste ainsi moins fournie que celle que propose Cypress.

Dans un souci d'intégration, il est clair qu'au vu des capteurs piézoélectriques utilisés dans ce travail, une solution de traitement analogique se résumant à des étages de conversion numériques est vite limitante. La solution PSoC est donc la plus appropriée à une intégration système, même si une qualification ARP4574/DO254 à des DAL supérieures à « C » s'avère assez complexe. Ceci dit, ayant utilisé, dans cette thèse, deux approches de détections (une par ondes guidées et une autre par approche pseudo modale), la solution de reconfiguration apporte un grand degré d'intégration. Il n'est donc plus nécessaire de recourir à deux architectures distinctes. La versatilité de la technologie de systèmes sur puce reprogrammable permet de répondre à notre problématique, résumée en Figure 114. Chaque nœud du réseau, par exemple, sera interfacé par la même architecture. Une communication Ethernet proche de l'AFDX permettra la communication avec l'avionique et les opérateurs de maintenance.

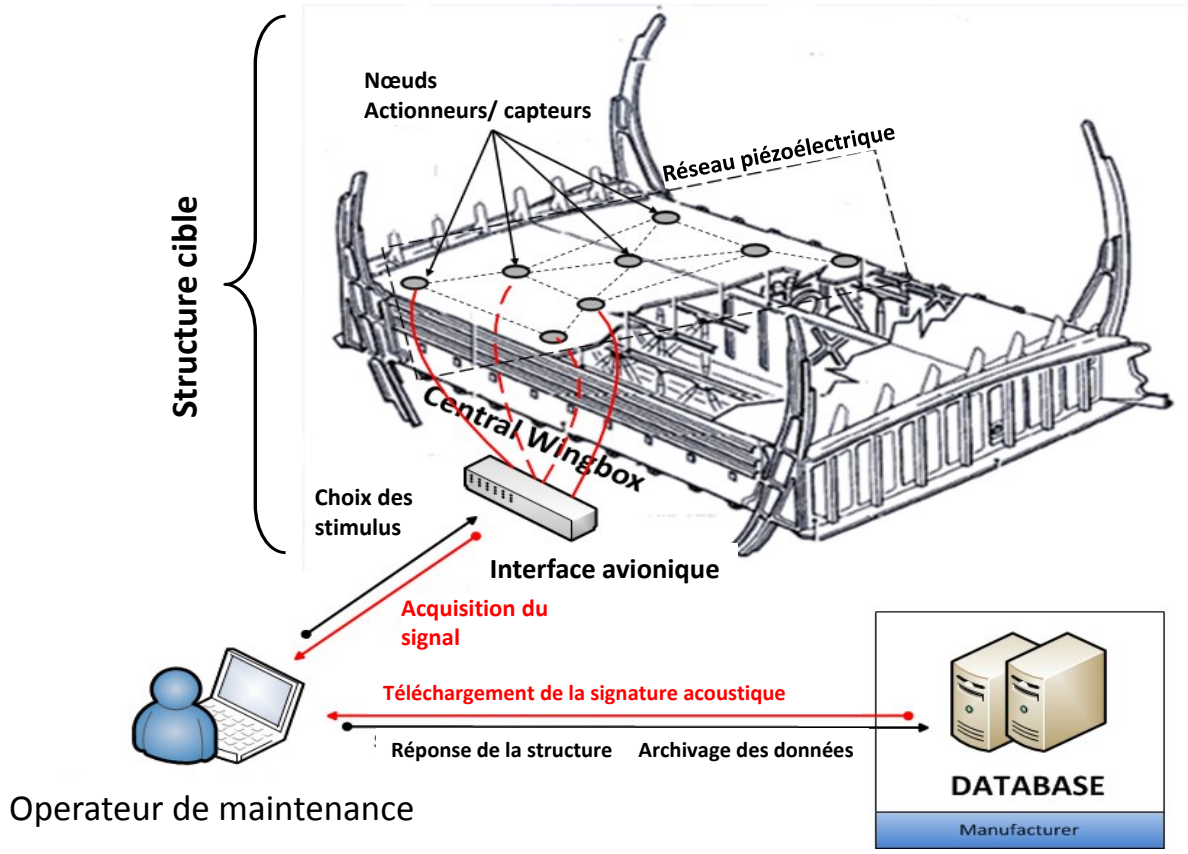


Figure 114 : Descriptif sommaire de l'intégration SHM et méthodologie de diagnostic

3. Intégration des technologies basées sur les ondes guidées

a. Approche

Dans le chapitre 2, nous avons montré comment il est possible de détecter, au moyen d'ondes de Lamb, des défauts mécaniques au sein d'une structure aéronautique avec le banc de test que nous avons développé. Ce dernier se compose essentiellement d'un PC jouant le rôle de coordinateur entre une carte d'acquisition National-Instrument et un générateur de fonctions arbitraires. Les communications entre instruments et le pilotage des signaux sont centralisés et gérés par du code exécuté par l'ordinateur. Pour rappel, le générateur de fonctions envoie un stimulus électrique aux capteurs piézoélectriques qui le transforment en actuation mécanique. Cette dernière génère des ondes guidées qui, en se propageant dans la structure, subissent des altérations dues à la présence de défauts. Le phénomène piézoélectrique étant réversible, les mêmes effecteurs précédemment utilisés sont sollicités pour mesurer la propagation d'ondes dans le matériau.

Pour intégrer cette méthodologie, il faut « remplacer » la carte d'acquisition par un module CAN (Convertisseur Analogique Numérique), le générateur de fonctions par un DDS (Synthétiseur De Signaux) et le PC par un calculateur embarqué. Avant de réaliser cette intégration schématisée en Figure 115, il est nécessaire de comprendre la nature du signal généré par l'effecteur piézoélectrique pour dimensionner une circuiterie de conditionnement adaptée.

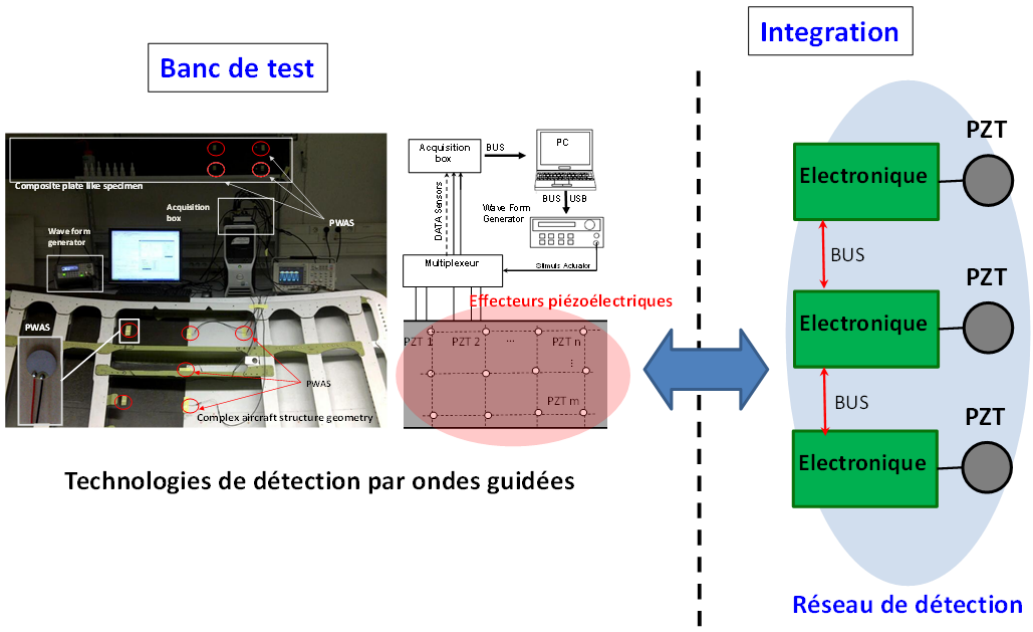


Figure 115 : Représentation du passage du banc de test expérimental à la solution intégrée envisagée.

b. Intégration matérielle

En accord avec les équations de la piézoélectricité présentées au chapitre 2, les effecteurs PZT génèrent des charges électriques suite à l'application d'une contrainte mécanique extérieure. De par la géométrie de notre effecteur, le passage à un référentiel cylindrique simplifie le système d'équations (15) du chapitre 2 ; ce qui permet d'écrire :

$$Q_3 = d_{31}(T_r + T_\theta) + \varepsilon_{33}^T E_3 \quad (1)$$

Où Q_3 représente la génération de charge suivant l'axe 3 ; d_{31} est une constante piézoélectrique liée à la déformation ; ε_{33}^T est la constante diélectrique du capteur non contraint; T_r et T_θ sont respectivement les contraintes radiale et angulaire que subit l'effecteur ; E_3 est le champ électrique normal aux électrodes de polarisation (Cf. Figure 116)

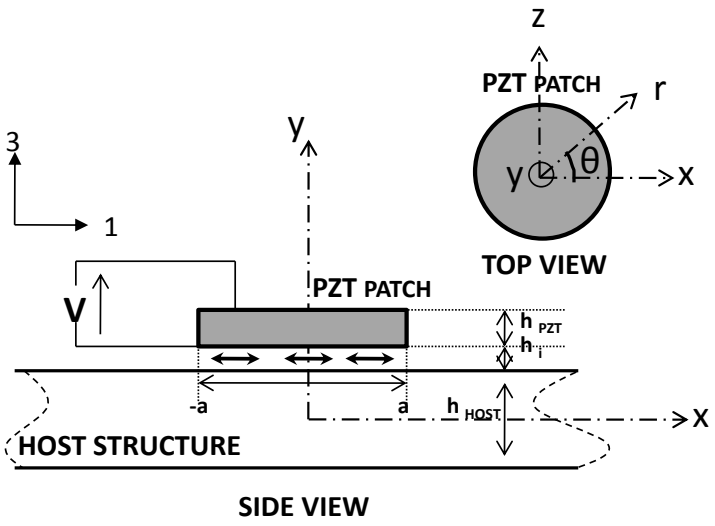


Figure 116 : Représentation de l'effecteur collé sur structure

L'effecteur ayant une dimension négligeable par rapport à la structure, il est possible, étant donné le facteur d'échelle, de considérer la contrainte tangentielle mesurée par l'effecteur comme étant égale à la contrainte radiale ; nous noterons ces derniers « S ».

Ainsi, en l'absence de champs électrique extérieur (E_3=0), l'équation générale du déplacement de charges peut être résumée à :

$$Q_3 = d_{31}(T_r + T_\theta) = \frac{d_{31}E_a}{1-\upsilon_a} \cdot 2S \qquad (2)$$

Où E_a, ν_a sont respectivement le module de Young du matériau piézoélectrique et le coefficient de Poisson.

La charge totale générée par l'effecteur sur ses électrodes supérieure et inférieure est calculée en intégrant l'équation (2) sur toute la surface de l'effecteur :

$$Q = \frac{d_{31}E_a}{4\pi \cdot (1-\upsilon_a)} \cdot \iint 2S \cdot r \cdot dr \cdot d\theta \qquad (3)$$

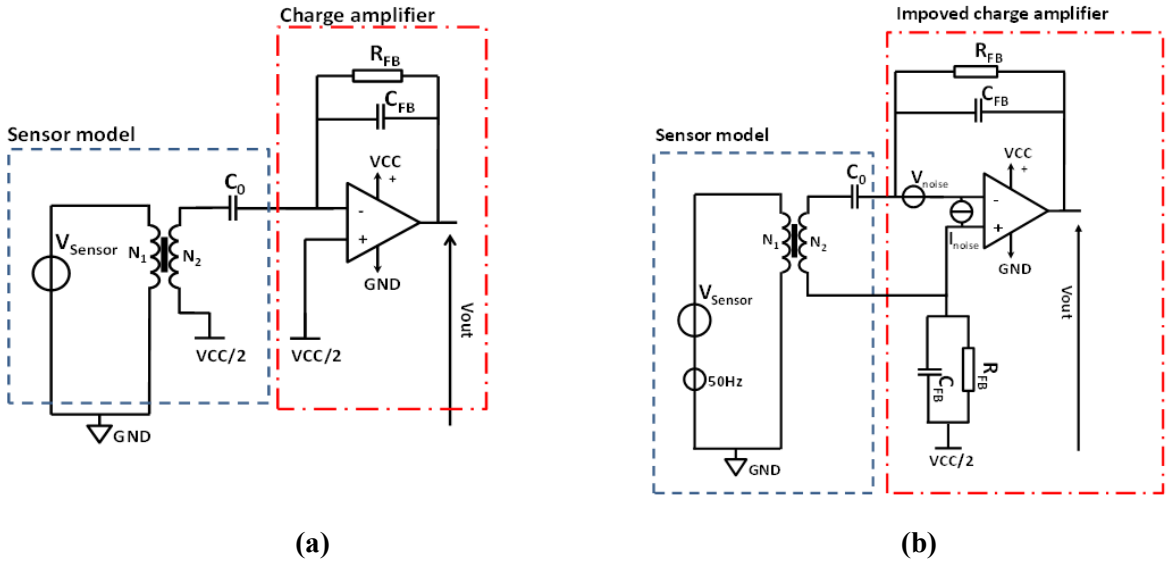
En résolvant l'équation (3), il est possible de calculer la charge totale que génère l'effecteur pour une actuation mécanique :

$$Q = \frac{a \cdot d_{31}E_a}{4 \cdot (1-\upsilon_a)} \cdot \Delta u_a \qquad (4)$$

Où u_a est la déformation relative que subit l'effecteur.

En mode capteur nous pouvons donc modéliser notre effecteur par une capacité C_o en parallèle avec une source de courant (cf. Figure 117) L'utilisation de la dualité des théorèmes de Thevenin-Norton permet de le modéliser par une source de tension en série avec une capacité C_o.

Par ailleurs, la dégradation de signal introduite par l'interface capteur/structure peut être modélisée par un transformateur de rapport N1/N2. Ainsi, le ratio est égal à 1 si le collage est parfait.



(a) **(b)**

Figure 117 : Modélisation du capteur piézoélectrique avec son interface de collage et l'amplificateur de charges. (a) : modèle de base. (b) : Amplificateur avec des entrées différentielles équilibrées en impédance.

Pour exploiter les charges générées, une interface de conversion de charges est nécessaire. A travers une contre réaction capacitive il est possible de réaliser un amplificateur de charges dont le gain est fixé par la capacité C_{FB} :

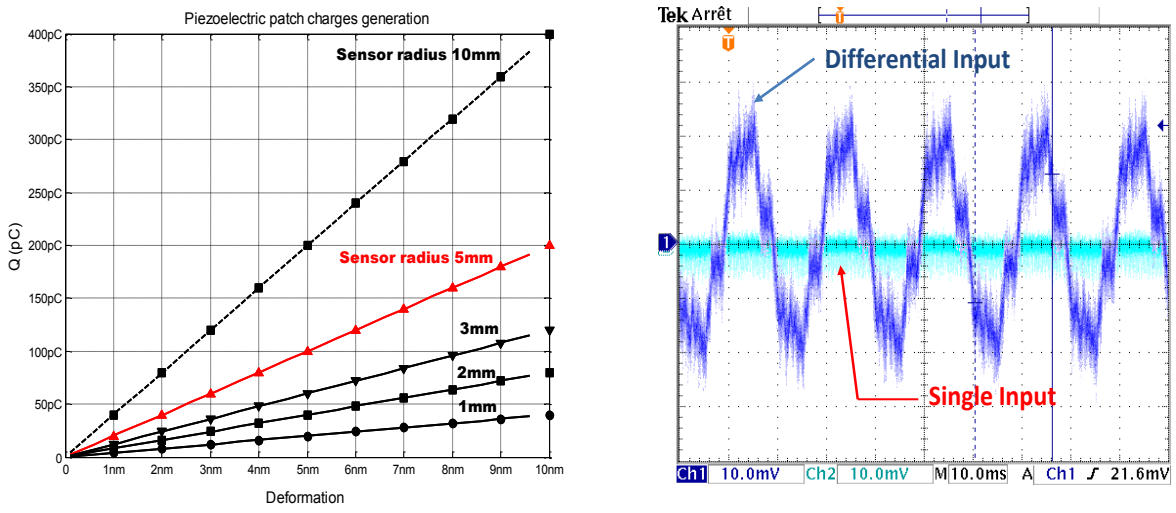
$$Gain = \frac{C_0}{C_{FB}} \tag{5}$$

Pour assurer la polarisation de l'entrée de l'amplificateur, une résistance R_{FB} est nécessaire à la génération d'un courant de fuite. En contrepartie, la bande passante de l'amplificateur est affectée ; ce qui réduit la fréquence de coupure à :

$$f_{3dB} = \frac{1}{2\pi R_{FB} C_{FB}} \tag{6}$$

Pour fixer C_{FB} et R_{FB}, nous devons connaitre la quantité maximale de charges (Equation (4)) que peut générer l'effecteur. Pour ce faire, nous allons nous baser sur la déformation générée par un effecteur en mode actionneur et supposer qu'il n'y a pas de perte d'énergie au niveau de la structure. Cette hypothèse, peu réaliste permet néanmoins de définir la borne supérieure de déformation que l'effecteur est susceptible de mesurer quand il est en mode passif.

Il est donc possible, en se basant sur les résultats du chapitre 2, de tracer, pour diverses tailles d'effecteur et pour plusieurs déformations, les courbes de la Figure 118 a) donnant la quantité maximale de charges que l'effecteur est susceptible de générer.



(a) **(b)**

Figure 118 : (a) Génération de charges piézoélectriques en fonction de la déformation. (b) Conversion charge/tension à l'aide des deux topologies d'amplificateurs

Dans le cas de notre effecteur (diamètre 10mm), si nous prenons un point de fonctionnement de 100pC, il est possible de convertir cette valeur en une tension de 10V pour une capacité C_{FB} de 10pF.

Ayant choisi l'approche par circuit reconfigurable, il nous est donc possible d'utiliser le PSoC pour la conversion charge/tension. En effet, ce composant offre la possibilité d'utiliser un amplificateur opérationnel intégré (AOP) avec une contre réaction capacitive programmable. Cependant, cette dernière est, au vu des limitations matérielles de la puce, restreinte à 3 valeurs : 1.3pF, 3.3pF et 4.6pF. De plus l'entrée de l'AOP intégré au PSoC présente un courant de polarisation qui peut atteindre 2nA en mode analogique. Ainsi, l'interfaçage direct avec

l'effecteur piézoélectrique donnerait un rapport signal sur bruit médiocre en raison d'une absorption des charges induite par l'étage différentiel de l'AOP du PSoC. Il nous est donc nécessaire, au vu de ce constat, d'utiliser un AOP externe présentant un ultra faible courant de polarisation (~pA) pour l'interface de l'effecteur.

Pour ce faire, nous avons choisi un AOP de type ultra bas bruit Analog-Devices AD754 placé au cœur du circuit de conditionnement de la Figure 119. Il présente une entrée différentielle à technologie BiFET avec un produit gain bande de 1x20MHz pour un courant de polarisation de 30pA. Ceci dit, les performances du coté rapport signal sur bruit de notre circuiterie d'amplification dépendent aussi de l'architecture et de la topologie du montage (Cf. Figure 117). Ayant un effecteur à tendance capacitive, le circuit d'amplification est donc sensible aux couplages dus au 50Hz. De ce fait, un amplificateur dont les entrées différentielles sont équilibrées en impédance présentera moins de sensibilité au bruit qu'une approche conventionnelle (Cf. Figure 118).

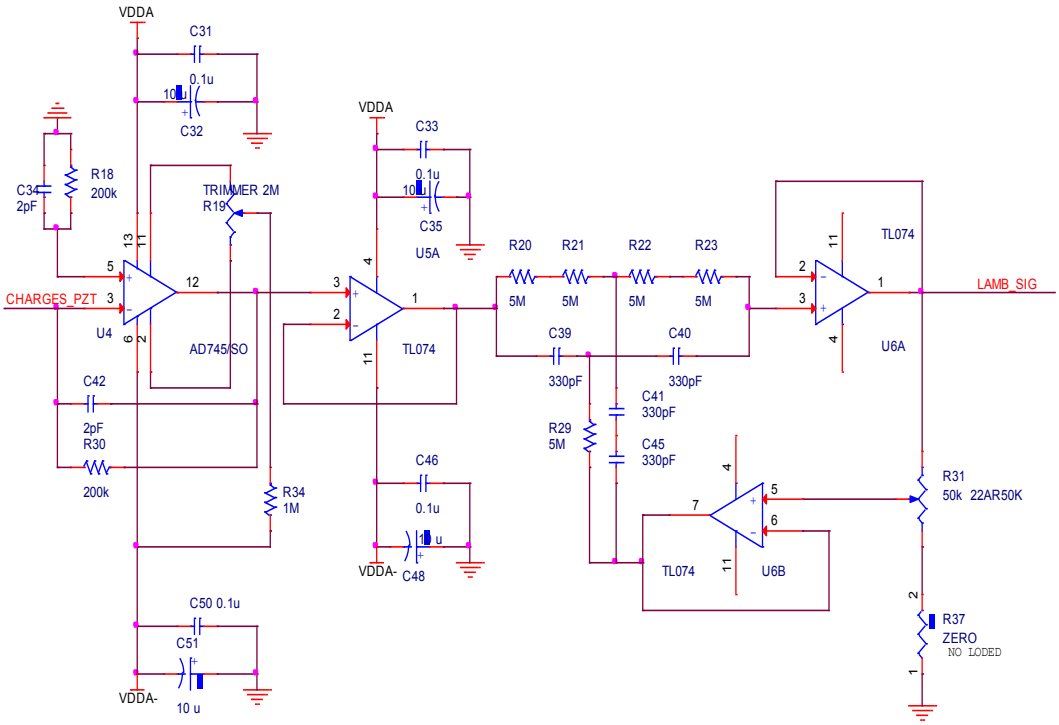


Figure 119 : Circuit de conditionnement de signaux associé au PSoC

Dans notre application, la présence de la composante fréquentielle du 50Hz n'est pas très pénalisante. Nos points de fonctionnement dans le cas d'une approche par ondes de Lamb sont plusieurs décades au dessus de cette fréquence. Un filtre double T de type coupe bande a néanmoins été ajouté à la carte du circuit de conditionnement de la Figure 119 pour minimiser la distorsion du signal de mesure. Ce dernier présente une atténuation théorique de -40dB mais nous atteignons à peine -30dB à cause de la tolérance des composants passifs.

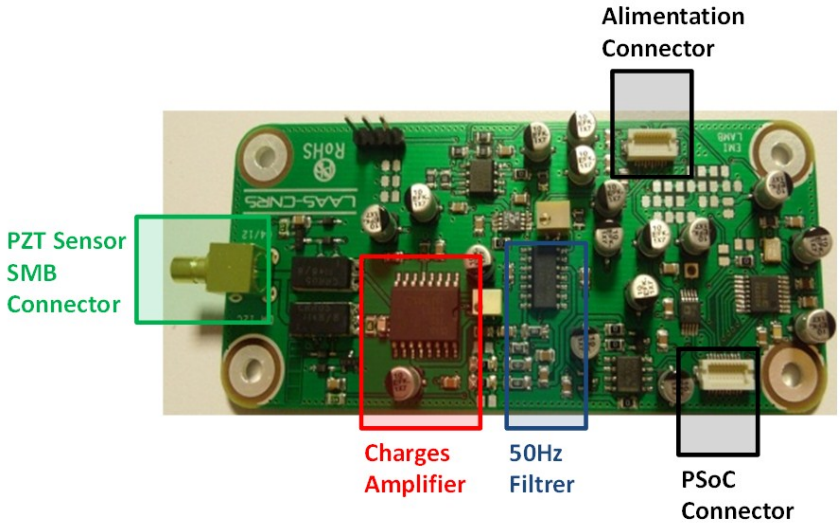


Figure 120 : Carte de traitement analogique (Hors PSoC) des signaux de conditionnement

Ayant opté pour une architecture reconfigurable de type PSoC, il nous a fallu établir, pour structurer l'intégration, la conception d'un synoptique servant de base à la construction du système. Ainsi, il est important de discerner les parties qui seront traitées par PSoC et celles en dehors de la puce. L'architecture matérielle retenue est décrite sur la Figure 121.

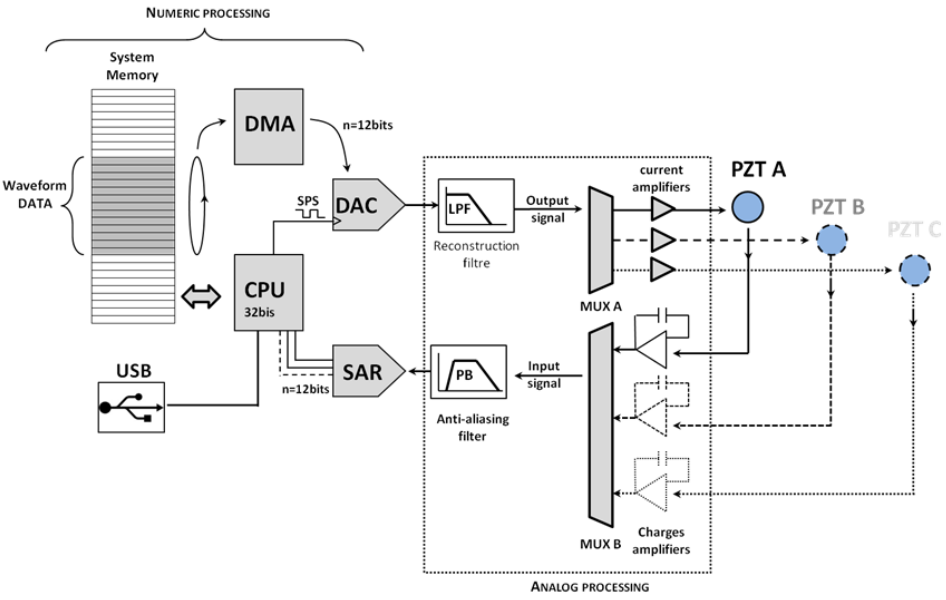


Figure 121 : Architecture matérielle développée pour garantir la reconfigurabilité du système.

Nous pouvons donc diviser le système en deux parties :

- **Traitement intégré par le PSoC :** La puce traite tous les aspects de numérisation des signaux grâce à un convertisseur analogique/numérique. Elle traite également la

génération des stimulis à l'aide d'un convertisseur numérique/analogique. La forme du stimulus est préalablement enregistrée en mémoire RAM et transférée au périphérique grâce à un DMA (Direct Memory Access) qui allège la CPU. Le PSoC dispose de multiplexeurs analogiques qui nous permettront d'interfacer plusieurs effecteurs avec une seule puce (CF. Figure 121). Ceci dit, le but n'étant que le développement d'un démonstrateur, nous nous sommes limités à un seul effecteur par carte.

- **Traitement hors du PSoC :** Pour des raisons de performance, nous avons décidé, comme démontré précédemment, de conditionner le signal généré par les capteurs hors du PSoC (CF. Figure 121). Au vu du choix de l'effecteur, il se peut aussi qu'on ait besoin d'un amplificateur de puissance externe pour l'excitation électrique du matériau piézoélectrique (Cf. Figure 122).Ce besoin peut devenir une nécessité dans le cas d'effecteurs piézoélectriques de très faible épaisseur

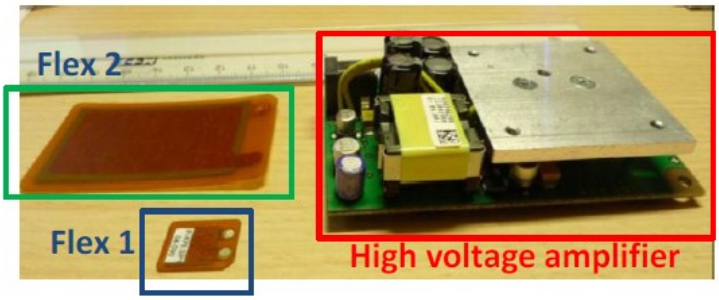
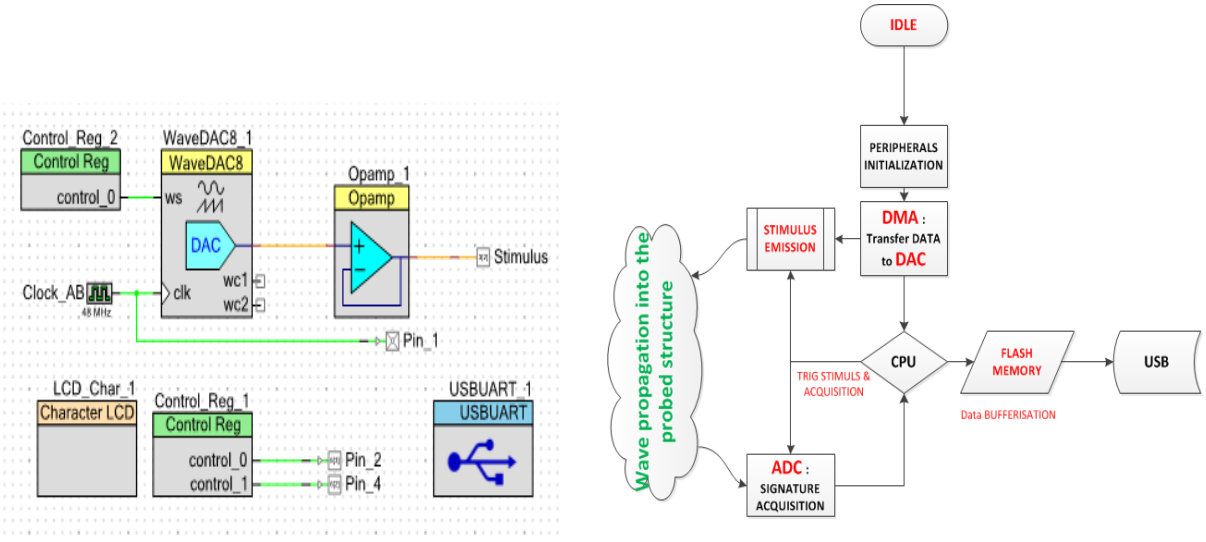


Figure 122 : Photo de l'effecteur piézoélectrique flexible et son amplificateur de puissance

c. Intégration logicielle

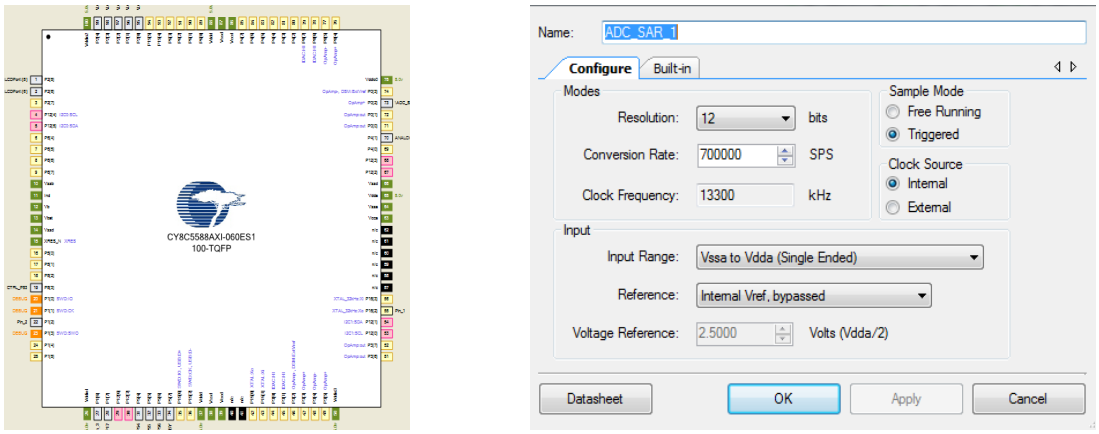
Les algorithmes de diagnostic à base de décomposition en ondelettes étant assez complexes pour un calculateur embarqué, nous avons décidé d'externaliser les calcules via un PC à travers une liaison USB. Cette dernière a donc été codée pour transférer les données numérisées de la cible à l'ordinateur. Pour une simplicité d'implémentation, nous avons utilisé une classe de Windows permettant l'émulation d'une communication série à travers une liaison physique USB. Cette couche 'windows' s'appelle « USB communications device class ». Coté applicatif, la liaison USB est donc reconnue en tant que port série (COM) virtuel. La programmation PSoC est assez unique car elle doit gérer par la même interface, les périphériques analogique, numérique et le calculateur CORTEX M3 à la fois. Pour ce faire, une programmation système, basée sur des schématiques graphiques a été développée par Cypress (Cf. Figure 123.a)



(a) (b)

Figure 123 : Schéma de l'intégration logicielle (a) implantation du code de génération de signaux et de la communication USB (b) modèle fonctionnel du fonctionnement PSoC

Une suite d'outils de développement appelée PSoC Creator (cf. Figure 123) permet de générer une interface de programmation (API) en langage C pour chaque « boite » graphique utilisée. Le paramétrage de la communication USB ou du convertisseur analogique-numérique se fera par exemple directement à l'aide de l'interface graphique ; grâce à elle, on pourra ainsi sélectionner directement les paramètres qu'on souhaite utiliser.



(a) (b)

Figure 124 : Interface PSoC Creator (a) Configurations des entrés sorties (b) Paramétrage de l'ADC

Une fois l'étape de synthèse et placement routage validée par la suite de développement, une configuration système (basée sur des multiplexeurs analogiques sera générée Cf. Figure 125).

L'utilisateur a alors la main sur chaque bloc et peut modifier le routage de faisceaux à volonté. A cela, une API intégrant l'ensemble des paramètres 'entrées' sera générée pour une programmation en C.

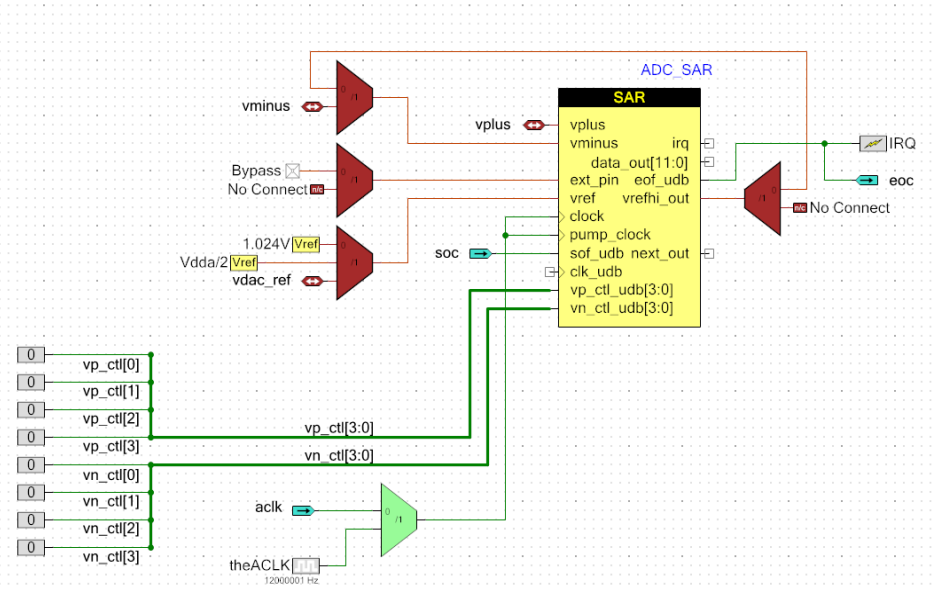


Figure 125 : Configuration système du convertisseur SAR

Pour pouvoir piloter l'ensemble du système dans une démarche cohérente, une simple machine d'état en C doit être codée (Cf. Figure 123. b). Cette dernière permet d'assurer l'initialisation de tous les périphériques et systèmes développés via l'interface graphique puis d'ordonnancer leur fonctionnement. Les entrées et sorties du système développé sont câblées vers les 'pins' du composant grâce à une deuxième interface qui permet de sélectionner la variable et le nom du port à connecter (Cf. Figure 124.a).

Ayant conçu une carte mono effecteur, il est difficile d'implémenter la méthode du pitch catch (Cf. Chapitre 2&3) à moins d'en réaliser deux, avec un moyen de synchronisation rapide.

S'appuyant sur ce constat, nous avons donc choisi d'intégrer la méthode du pulse écho qui ne s'appuie que sur un seul effecteur. Disposant d'un convertisseur analogique numérique de type SAR limité à 700kHz, et d'un convertisseur numérique analogique, nous avons structuré le déroulement des opérations selon le schéma de la Figure 126.

La transmission par bus USB de la forme du stimulus (Cf. Chapitre 2) est 'bufférisée' par le PSoC. Une fois l'envoi terminé, la DMA (Direct Memory Access) gère le transfert au DAC. Ce dernier est configuré pour envoyer le signal en sortie dès la fin du transfert. Cette action déclenche à son tour l'ADC qui numérise 80 échantillons de 12bits. Le transfert à la SRAM est

fait en parallèle grâce au DMA. L'acquisition des données est, au final, renvoyé sur le BUS USB du PC.

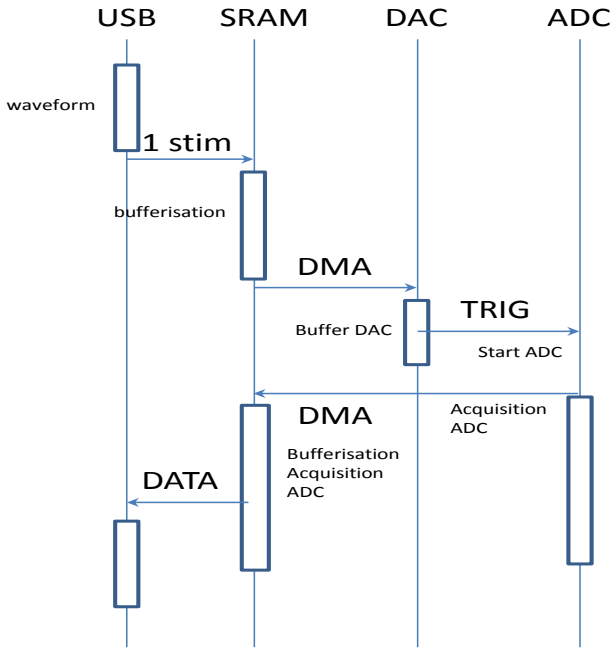


Figure 126 : Déroulement du Pulse echo s'appuyant sur un seul effecteur.

d. Tests sur structures

Pour valider la détection de défauts avec le dispositif crée, nous avons utilisé une plaque d'aluminium aéronautique dans laquelle deux cracks ont été introduits (Cf. Figure 127) : un premier de 1 cm de large situé à 2 cm de l'effecteur et un second de 2.5 cm à 16 cm du nœud actif.

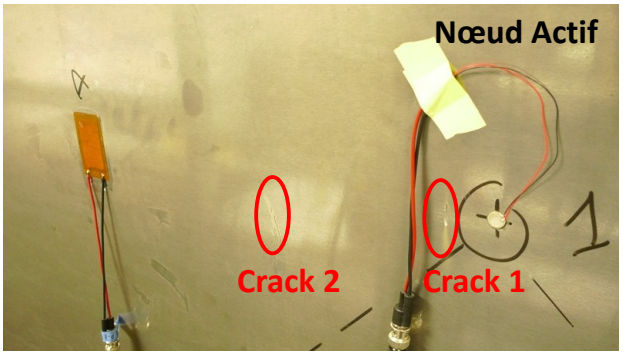


Figure 127 : Structure de test utilisant une plaque d'aluminium.

En utilisant l'approche décrite dans le paragraphe précèdent, nous avons enregistré deux signatures : une avant endommagement puis une seconde après endommagement. La

transmission de signaux s'est faite à travers une liaison USB. Les points de mesures sont tracés en Figure 128 et peuvent être stockés par Matlab.

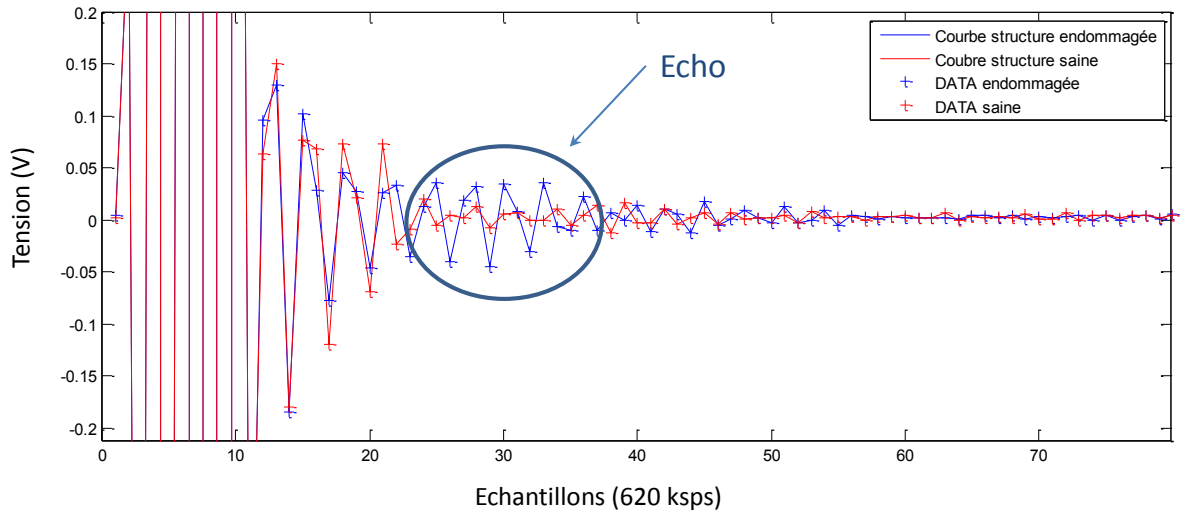


Figure 128 : affichages des données reçues

Ces résultats montrent qu'un sur-échantillonnage de l'ordre de 2.5MHz, comme pratiqué dans le chapitre 3, n'est pas forcément nécessaire. En effet, une fréquence de 620kHz de l'ordre de 3Fmax a suffi pour localiser le crack numéro 2. L'écho produit par ce dernier a mis un temps de parcours proche de 40µs avec une vitesse de vol estimée à 4500m/s, ce qui localise le défaut à 18cm environ de l'effecteur.

D'un autre côté, le défaut 1 reste indétectable conformément aux prédictions développées dans le chapitre 2. En effet, le collage étant imparfait, les oscillations libres de l'effecteur (consécutives à l'excitation) le rendent insensible aux échos qui peuvent se produire durant ce laps de temps.

Cette limitation fonctionnelle nécessite donc le recours à la méthode de diagnostic par IEM de sorte à élargir le spectre de détection.

4. Intégration des technologies basées sur l'IEM

a. Approche

La méthode de diagnostic par impédance électromécanique (IEM) est une technique qui se base sur la stimulation et l'écoute des hautes fréquences propres locales du couple effecteur/structure. Pour ce faire, nous avons démontré au chapitre 3 qu'il était possible par

émission d'un chirp sinusoïdal à rampe de fréquence, d'extraire une signature spectrale témoin de la santé de la structure par simple calcul d'impédance.

Dans l'application développée au chapitre 3, nous avions utilisé un banc expérimental architecturé autour d'un générateur de fonctions et d'une carte d'acquisition. L'identification spectrale s'était faite simplement en mesurant la tension et le courant temporel à travers l'effecteur, avant de passer dans le domaine fréquentiel par simple transformée de Fourier. Dans le cas d'une démarche d'intégration, cette approche par FFT (Fast Fourier Transform) pourrait être assez gourmande en ressources informatique et matérielle. Nous préférons donc exploiter la souplesse qu'introduit le PSoC pour construire un détecteur de pique asynchrone permettant l'identification spectrale par étude harmonique (amplitude de phase).

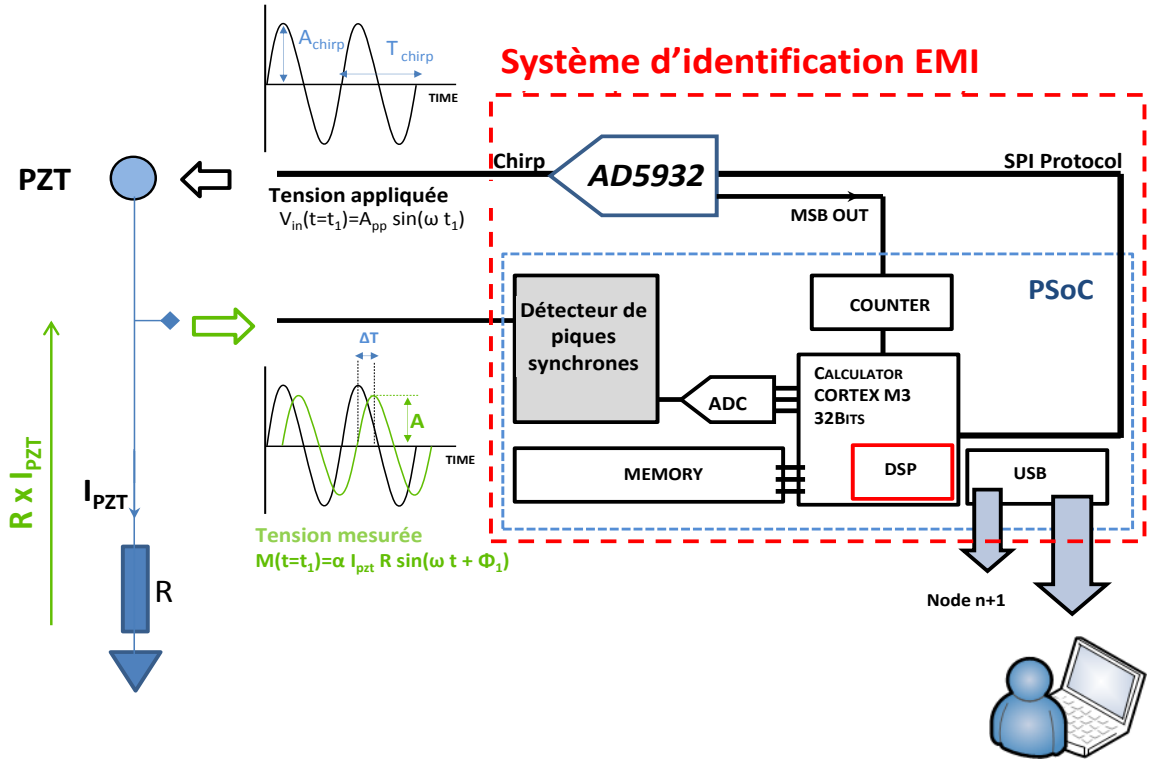


Figure 129 : Synoptique de la méthode d'identification IEM

Tout comme dans le cas des ondes de Lamb, l'intégration se basera donc sur une architecture avec puce reprogrammable (Cf. Figure 129).

Pour cela, le générateur de fonctions sera remplacé par un CNA (Convertisseur Numérique Analogique) et la carte d'acquisition NI-PCI par un ADC (convertisseur analogique numérique) ; ce dernier est assuré par un convertisseur à approximations successives de type

SAR du PSoC. La fréquence d'échantillonnage est limitée à 700K échantillons par seconde avec une résolution de 12bits [125].

b. Génération des stimuli

Le générateur de fonctions interne du PSoC étant limité à une résolution de 8bits à 5.5 échantillons par secondes [125] , nous avons préféré l'utilisation d'un générateur de fonctions numérique dédié aux applications radars l'AD5932 [126] et dont la limite en fréquence est de 25MHz.

La communication avec le PSoC s'effectue quant à elle fait grâce à une interface SPI (Serial Protocol Interface). Ainsi, le PSoC envoie des commandes à l'AD5932 pour générer une succession d'harmoniques s'échelonnant de 1kHz à 400kHz par pas de 1kHz ; chaque incrémentation dure 5.1ms. Au total, la durée d'émission sera de 2.05 secondes.

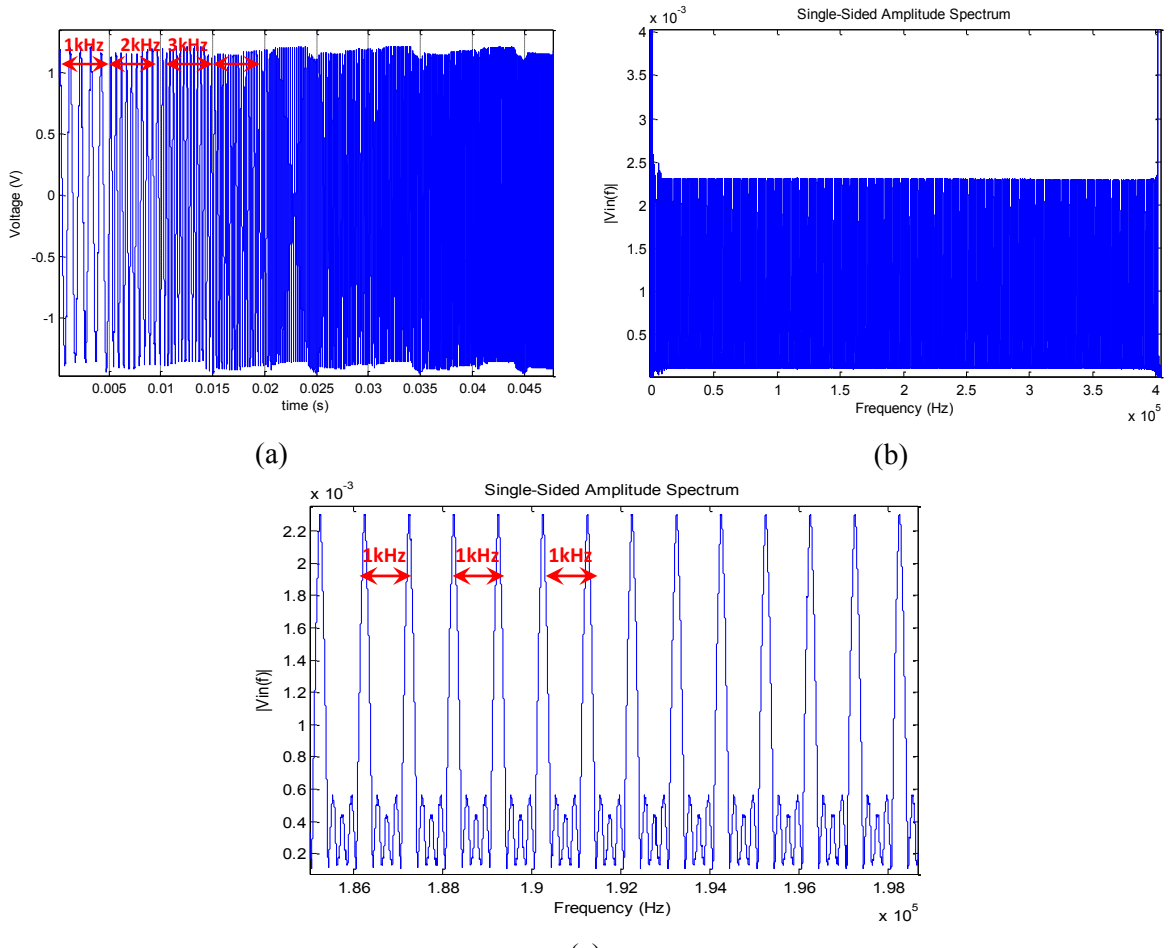


Figure 130 : (a) Stimulus généré sur l'intervalle temporel [0 ; 0.045s]. (b) Réponse spectrale du stimulus (c) zoom sur la réponse spectrale.

A cause de ces sauts de fréquences, le signal généré n'est donc pas un chirp. Les incrémentations successives rendent son spectre de fréquence non continu. L'analyse harmonique étant faite dans le domaine temporel, ceci n'affecte pas le calcul.

L'observation des signaux de la Figure 130, montre qu'il est assez facile de distinguer les incrémentations et sauts en fréquence ; ceci explique la forme en 'pic' qu'on obtient sur la réponse spectrale de la Figure 130 c).

c. Prototype d'intégration IEM

Comme exposé dans le chapitre 4, l'impédance complexe de l'effecteur est un témoin de la santé du couple capteur/structure. L'étude par FFT sur banc de test en a prouvé le concept et la pertinence expérimentale.

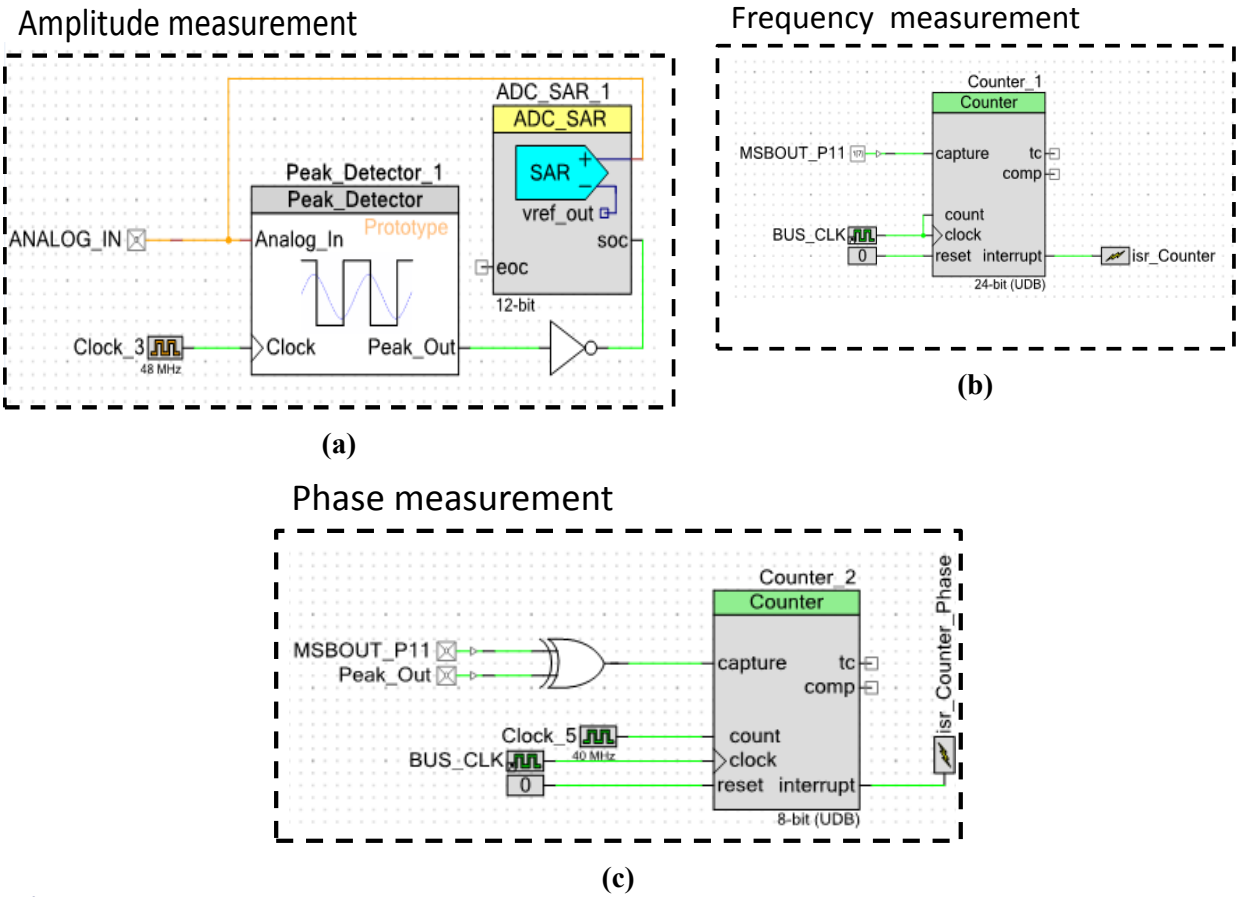


Figure 131 : (a) Mesure de l'amplitude par l'ADC. Le détecteur de pique déclenche l'acquisition (b) Mesure de fréquence par comptage. Résolution de 0.66ns.(c) Calcul de phase. Résolution de ΔT égale à 0.25ns

Pour embarquer la méthode, nous avons décidé, à cause des ressources limitées de la CPU ARM CORTEX M3, de calculer l'impédance complexe à l'aide des représentations polaires du

courant à travers une résistance de mesure (10 Ohms) et la tension aux bornes de l'effecteur ; ils seront calculés comme suit :

$$I_{PZT}(f = f_1) = |I_{PZT}(f)|\, e^{i(2\pi f.t+\varphi)} \quad (7)$$

$$V_{PZT}(f = f_1) = |V_{PZT}(f)|\, e^{i(2\pi f.t)} \quad (8)$$

$$Z_{PZT}(f = f_1) = \frac{|V_{PZT}(f)|}{|I_{PZT}(f)|} \quad (9)$$

En utilisant l'approche de la Figure 129, il est donc possible de mesurer $|I_{PZT}(f)|$ en utilisant un détecteur de pic synchrone. Pour chaque incrémentation de fréquence (Cf. Figure 130), le détecteur déclenche l'acquisition de l'ADC (Cf. Figure 131) qui enregistre l'amplitude maximale du signal ; nous le noterons : $A_{PZT}(f)$. L'acquisition se faisant à travers une résistance R_c, le module du courant I_{PZT} s'écrit :

$$|I_{PZT}(f)| = \frac{A_{PZT}(f)}{R_c} \quad (10)$$

Quant à la différence de potentiel aux bornes de l'effecteur $|V_{PZT}(f)|$, nous la mesurons simplement en soustrayant la tension délivrée par l'AD5932 à celle mesurée $A_{PZT}(f)$ (Cf. Figure 129).

Le détecteur de pic synchrone quant à lui (Cf. Figure 132) est constitué d'un mixeur jouant le rôle d'un échantillonneur bloqueur suivi d'un comparateur ayant 10mV d'hystérésis. Cette valeur confère une sensibilité moindre aux tensions de bruit.

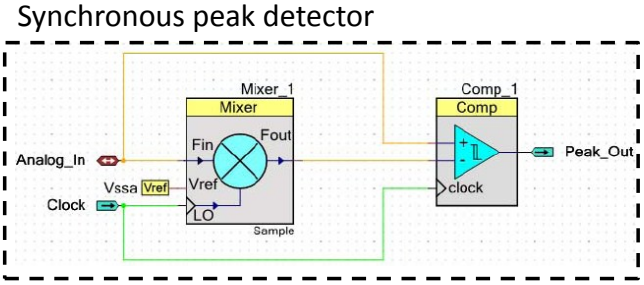
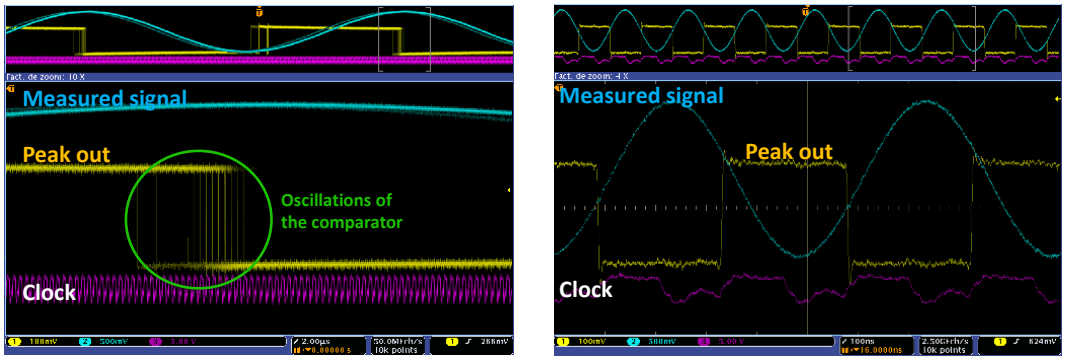


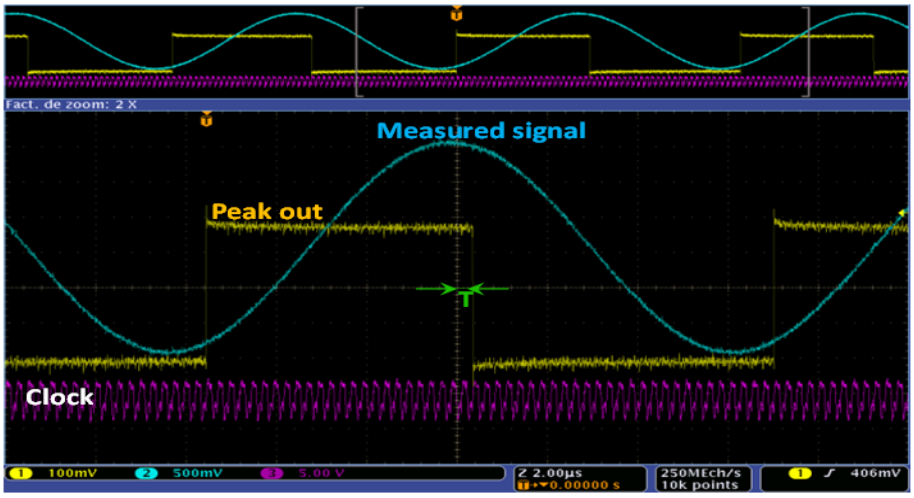
Figure 132 : Schéma du détecteur de pic synchrone

Le rôle de l'échantillonneur bloqueur est d'introduire un délai au signal d'entrée. Le signal délivré est ensuite comparé (à 10mV près) au signal d'entrée grâce à une contre-réaction. Comme il est présenté dans la Figure 133, le délai ou retard introduit est fixé par l'horloge. La

valeur de cette dernière est extrêmement critique car elle fixe la résolution de détection : une valeur trop haute fera osciller le compacteur à cause d'une trop grande sensibilité ; une valeur trop petite aura l'effet inverse et plusieurs pics seront manqués ; ces 2 cas de figure sont visibles sur les oscillogrammes a) et b) de la Figure 133.



(a) **(b)**



(c)

Figure 133 : Mesures expérimentales acquises à l'aide d'un oscilloscope. (a) Horloge trop rapide pour le signa l d'entrée (b) Horloge trop lente (c) horloge bien accordée (rapport de 50 entre les deux fréquences)

Par conséquent, l'horloge doit s'accorder au signal d'entrée. Un ratio a été défini expérimentalement : il doit être égal à 50 pour assurer le bon fonctionnement du détecteur synchrone (Figure 133 c).

Même si elle est non utilisée, la phase de l'impédance peut se calculer simplement en appliquant un XOR entre la sortie MSB out de l'AD5932 et la sortie du détecteur synchrone. En effet, l'AD5932 génère une sortie carrée synchrone avec le signal sinusoïdal appliqué à l'effecteur.

Il peut aussi s'avérer utile d'avoir une boucle de contre-réaction permettant la surveillance de la fréquence du signal d'excitation. Pour ce faire, l'AD5932 génère au travers de sa sortie MSB out un signal carré synchronisé à signal généré (Cf. Figure 134) ; la période de ce signal carré est de ce fait la même que celle du signal généré par le DDS. Ainsi, pour réaliser une telle surveillance, un simple compteur déclenché sur front haut permet de mesurer la période du signal carré. Pour avoir une bonne résolution, nous avons configuré notre compteur en mode 24bits cadencé par une horloge de 48MHz. Ces deux paramètres autorisent un intervalle de fonctionnement s'échelonnant de [20ns à 805s].

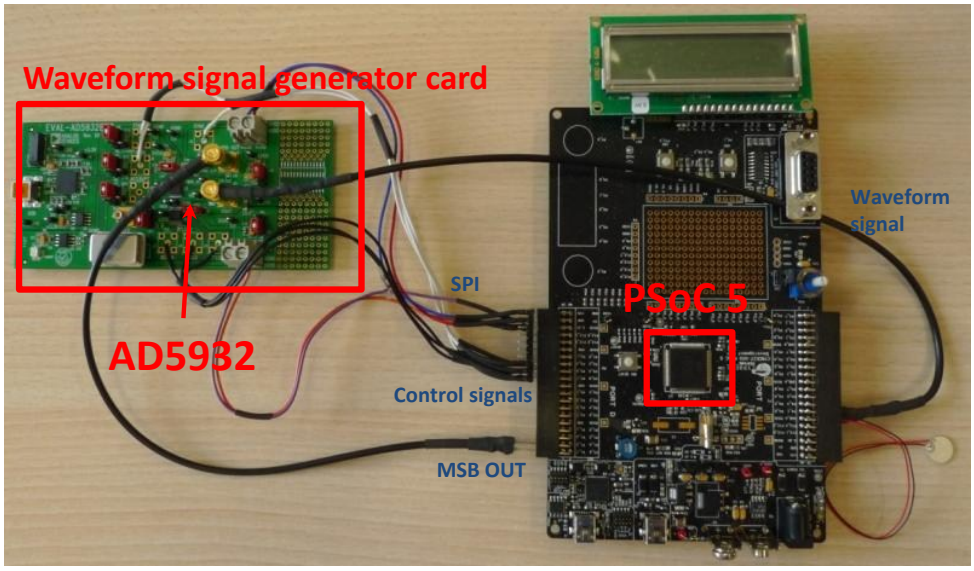


Figure 134 : Premier prototype d'intégration IEM

On peut donc considérer que ce premier prototype du système de surveillance de structures d'avions par la technique de l'impédance électromécanique est une avancée significative non seulement pour détecter des défauts structurels mais également par sa portabilité. Il ouvre le chemin vers une électronique embarquée et, au-delà, vers une intégration future à base de MEMS de nouvelles générations.

d. Validation expérimentale

Pour le signal d'excitation présenté en Figure 130, un pas de 1kHz sur une gamme de fréquence allant de 1kHz à 400kHz nous donne, avec la méthodologie présentée, 399999 points de mesure. Le transfert vers un PC grâce à une connexion USB 2.0 full speed de 48Mb/s permet de confronter les résultats du calcul à ceux acquis par le matériel Agilent.

Les signaux de la Figure 135 représentent respectivement les mesures d'amplitude et de courant générés par le PZT à travers la résistance de mesure R (Cf. Figure 129).

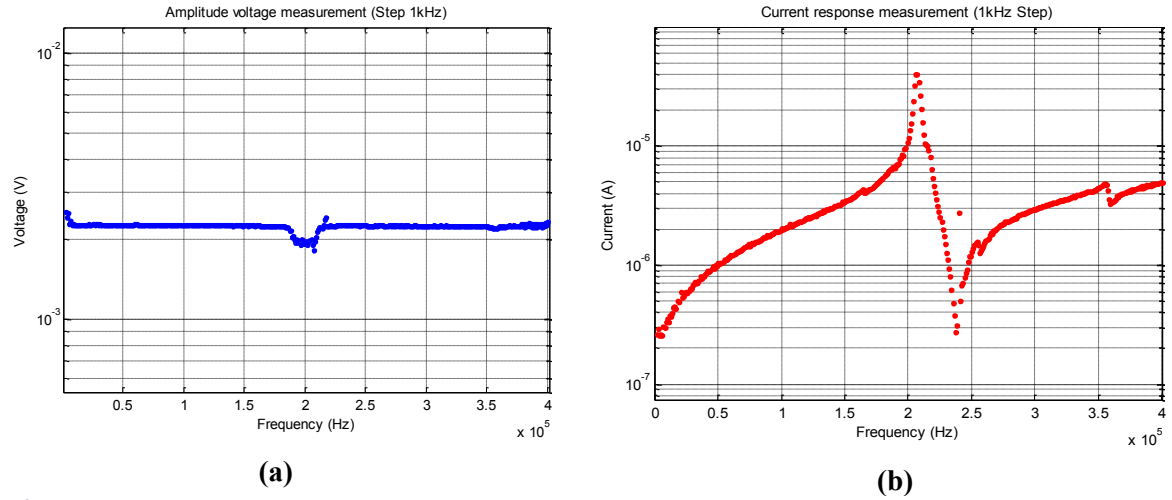


Figure 135 : Courbes relevées à travers la résistance de mesure (a) V_{PZT} (f): Mesure de la tension 'crête' pour chaque incrémentation de fréquence (b) I_{PZT} (f): Mesure du courant pour chaque incrémentation fréquentielle

Les résultats regroupés en Figure 136 montrent une parfaite concordance entre les courbes des mesures expérimentales et les valeurs données par le calcul d'impédance.

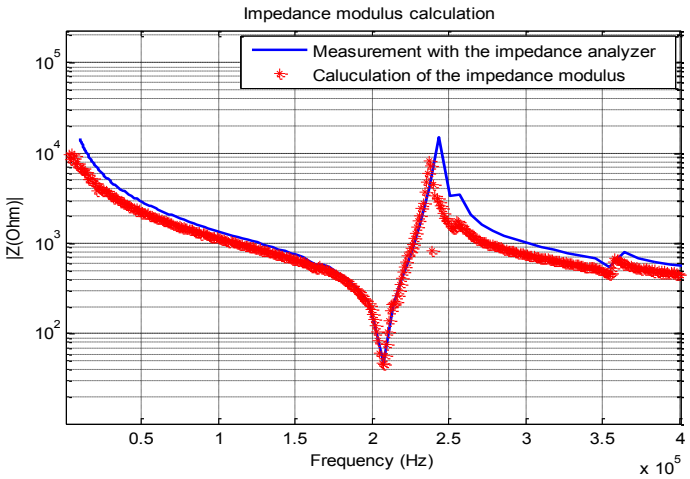


Figure 136 : Comparaison entre le calcul d'impédance effectué par le système embarqué et la mesure effectuée par l'analyseur d'impédance Agilent 4294A

L'implémentation complète de la technique IEM au sein du PSoC donne un total d'occupation de 36.9k octets, ce qui correspond à 14.1% de la mémoire flash disponible au sein de notre compostant. Le total de la SRAM utilisé est de 4.7k octets ce qui correspond seulement à 7.3% des cellules disponibles. Le routage analogique au sein de la puce (Figure 137) a été généré par l'outil de synthèse de Cypress.

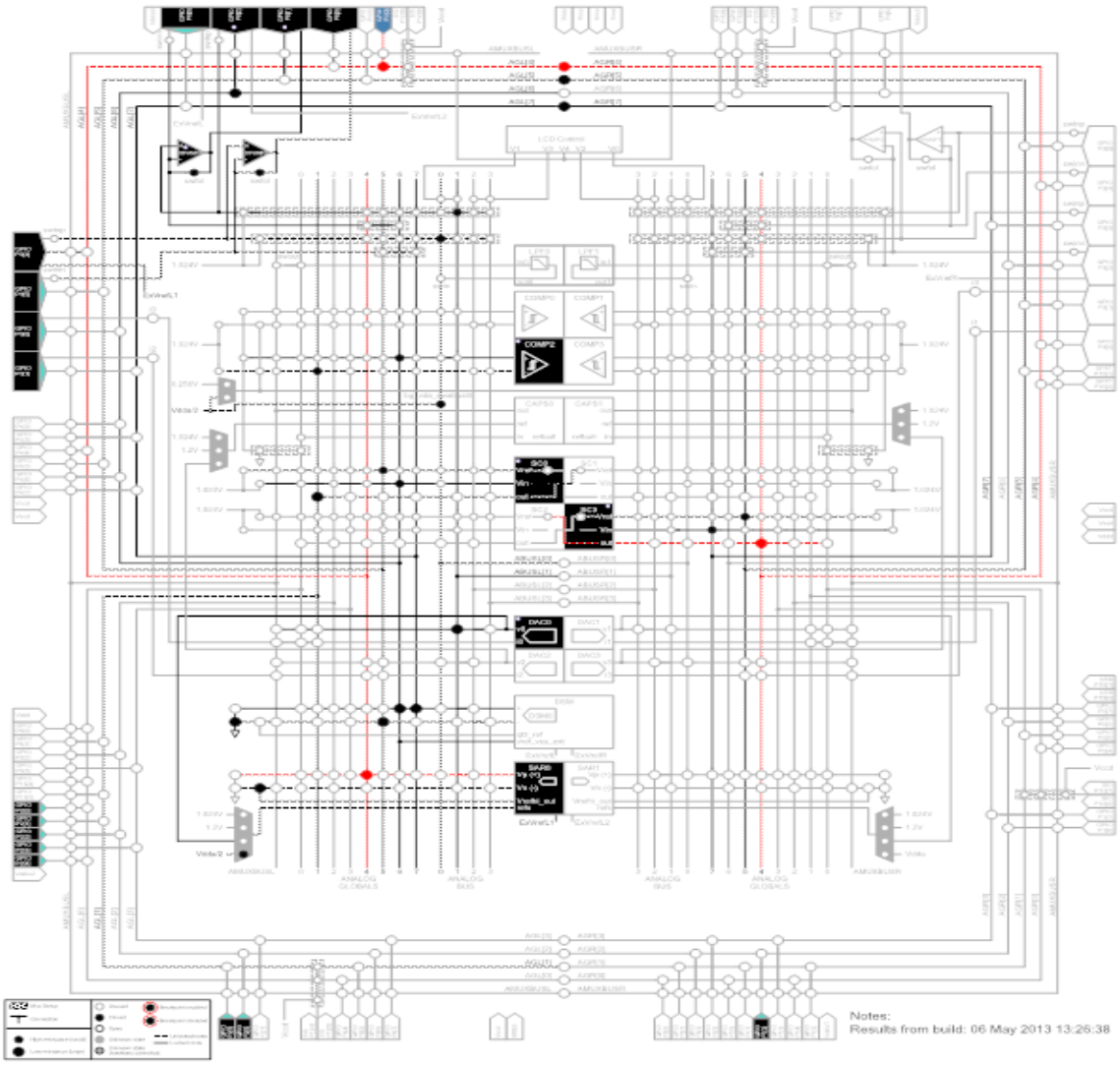
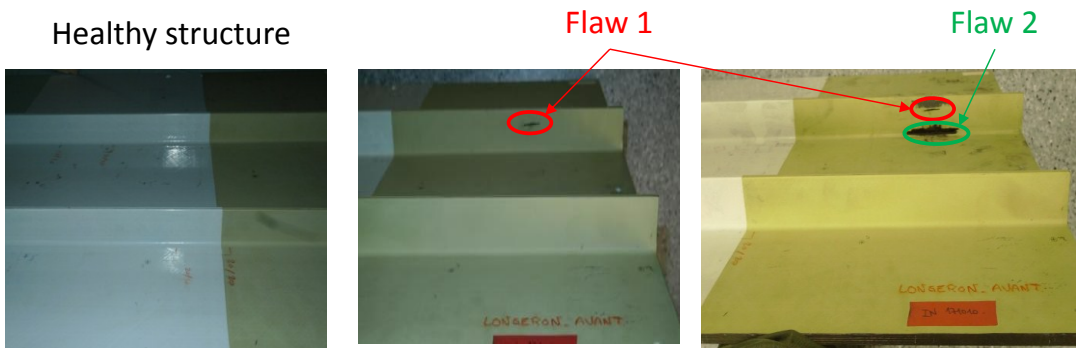


Figure 137 : Schéma du Routage Analogique généré sur la puce.



(a) **(b)** **(c)**

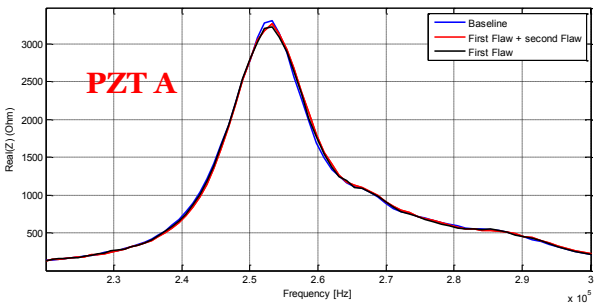
Figure 138 : (a) Structure saine (b) Introduction d'un crack au niveau du raidisseur (c) introduction d'un second crack

Pour montrer la complémentarité de la méthode IEM avec les méthodes basées sur les ondes de Lamb, nous avons introduit un défaut mécanique au sein d'une structure composite Airbus de 80cm x 64.5cm x 0.8cm extraite d'un longeron d'aile (Cf. Figure 138).

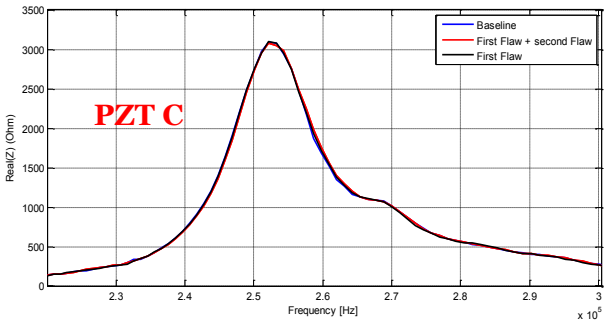
3 effecteurs piézoélectriques y ont été positionnés sur et à coté d'un raidisseur que nous souhaitions surveiller comme le montrent les photos de la Figure 139.

(a) **(b)**

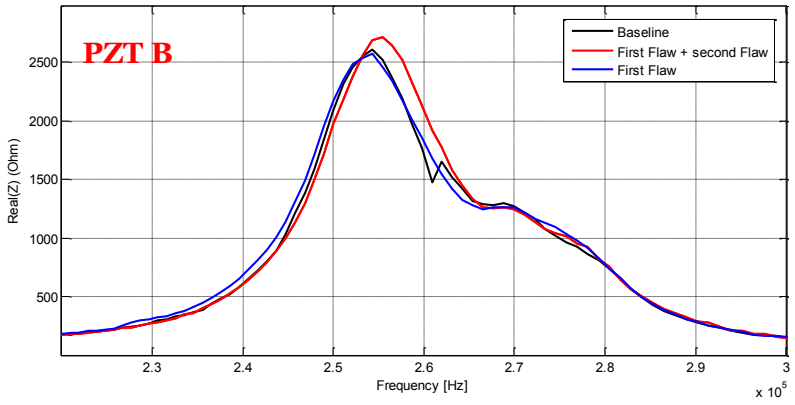
Figure 139 : Eprouvette en composite (a) Vue du dessus : effecteur PZT A à 2 cm du raidisseur, PZT B au dessus du raidisseur et PZT C à 3cm du raidisseur. (b) Vue du dessous du spécimen étudié.



(a)



(b)



(c)

Figure 140 : Partie réelle de l'impédance des effecteurs sur une plage de fréquence de [220kHz ; 300kHz]. **(a)** Réponse de l'effecteur A, **(b)** Réponse de l'effecteur C, **(c)** réponse de l'effecteur B

Comme nous l'avons démontré au chapitre précédent, le principe de diagnostic de notre méthode s'appuie sur une comparaison de signatures. Ainsi, une mesure d'impédance a été effectuée avant et après l'introduction de chacun des défauts. Ces derniers se trouvent respectivement à 3.5cm et 0.5 cm de la peau de la structure comme indiqué sur la Figure 138. Les résultats sont regroupés en Figure 140; ils montrent que sur les 3 effecteurs, seul le B indique une modification de signature.

Par conséquent, on peut dire que les effecteurs éloignés du raidisseur ne montrent aucune sensibilité à la présence des défauts. L'effecteur B, collé au-dessus de la position du raidisseur montre, quant à lui, un léger décalage en fréquence qui tendrait à prouver une modification du couplage structure/effecteur.

5. Conclusion

L'approche d'intégration et de reconfigurabilité des 2 méthodes de détections de défauts que nous avons mises au point dans les chapitres 3 et 4 a été étudiée et développée.

Nous avons développé de ce fait, une démarche d'évaluation de santé de structures aéronautiques à travers l'utilisation d'un module embarqué présentant une flexibilité importante en terme de finalité d'utilisation et qui converge avec les nouvelles spécifications techniques de l'avionique. Son objectif primordial vise à assurer la détection de différents types de défauts sur des structures composites ou métalliques par comparaison de signatures obtenues par un réseau de capteurs primaires d'effecteurs.

La combinaison des méthodes de diagnostic par ondes de Lamb et d'impédances électromécaniques permet ainsi d'assurer une complémentarité d'examen de différents types de défauts.

L'objectif visé est double : assurer, d'un coté, un élargissement du spectre de détection et d'analyse de défauts simples et complexes ; et de l'autre, intégrer les deux approches dans un même module électronique embarquable.

L'utilisation d'architectures de type SoC (Systems on Chip) reconfigurables a été privilégiée et mise en œuvre. Le choix de cette technologie nous a permis l'intégration de deux bancs de tests s'articulant autour d'un PC et de matériels de laboratoire au sein d'un nœud électronique unique de 7 cm x 4 cm.

Le bilan matériel de cette intégration est donc réduit au PSoC et à quelques composants électroniques utilisés pour des fonctions spécifiques telles que la conversion charge- tension.

La consommation énergétique du nœud n'a pas été au cœur de nos préoccupations ; elle a cependant était réduite à 400mW dans un but d'optimisation.

Finalement, la souplesse qu'a apportée le choix d'une architecture reconfigurable à travers les tests réalisés sur des structures d'avions en a montré la pertinence et la validité.

Conclusion Générale

Conclusion générale

L'objectif principal de ce travail de thèse a consisté à définir et à étudier l'approche de surveillance de santé de structures solides, métalliques, composites ou autres. Ainsi, après un tour d'horizon sur les techniques et méthodes habituellement usitées tant dans les domaines du Génie-Civil, de la domotique ou de l'avionique, nous avons décidé d'orienter nos recherches vers des méthodes non destructives capables de rendre compte des défauts d'intégrité de structures utilisées essentiellement dans l'industrie aéronautique.

Après avoir défini la notion de système SHM de structures d'avion, nous avons établi les deux exigences principales qu'il doit assurer :

- Surveiller un ou plusieurs paramètres critiques qui peuvent influer sur la « santé » d'une partie ou de la totalité de la structure ;
- Détecter, localiser ou prédire un endommagement.

Un tour d'horizon des techniques habituellement utilisées a été effectué dans le chapitre 1. Une revue exhaustive de leurs avantages et inconvénients a permis de se rendre compte que

certains défauts peuvent ne pas être détectés ou insuffisamment surveillés si l'on se limitait à leur usage. En tout état de cause, tant en termes de durées d'immobilisation d'aéronefs (surtout ceux en fin de vie) que de lourdeurs d'établissement de diagnostic, ces techniques ne peuvent répondre à des exigences techniques (et donc de coûts) de plus en plus contraignantes.

Par conséquent, pour atteindre les objectifs de la SHM sur des structures aéronautiques, nous avons adopté la démarche suivante :

- identification des défauts et leurs incidences sur des matériaux métalliques et/ou composites ;
- choix de 2 méthodes permettant de les détecter et éventuellement d'en prévoir les incidences sur l'intégrité (à plus ou moins long termes) de la structure ;
- étude de la faisabilité d'une intégration électronique ou microsystème des 2 solutions adoptées pour en faire un outil d'analyse reconfigurable et en même temps 'embarquable'.

Les chapitres 2 et 3 ont été respectivement consacrés à l'étude des ondes de Lamb et à leur utilisation comme moyen de détection et d'inspection de défauts sur des structures aéronautiques. Ainsi, après avoir nous exposé les aspects théoriques des ondes guidées et leur importance dans la démarche choisie, nous avons mis l'accent sur le développement du capteur visé et son utilisation sur un banc de test développé spécifiquement. La démarche adoptée pour effectuer le choix des effecteurs est exposée dans le chapitre 2. Elle nous a permis de vérifier la pertinence de nos choix. En effet, que ce soit sur des structures métalliques ou composites, la démarche utilisant des ondes de Lamb générées et perçues par des effecteurs piézoélectriques collés à la surface de spécimens de test a été exposée et commentée. La validation expérimentale de cette approche a fait l'objet du chapitre 3. Ainsi, après une description générale des 3 techniques (pulse-écho, triangulation, et pitch-catch) basées sur les ondes élastiques, leurs applications aux structures aéronautiques ont montré que, selon la nature physique des matériaux qui les constituent, une discrimination a pu être établie dans les réponses obtenues avec des défauts de dimensions et caractéristiques différentes.

La pertinence de l'analyse et du diagnostic de défauts sur des structures hétérogènes (métalliques ou composites) par ondes de Lamb a ainsi été clairement démontrée. Au travers de deux techniques, respectivement le pulse écho et le pitch catch, nous avons été capables de détecter des cracks, des corrosions et des délaminages. Par exemple, en ce qui concerne le premier défaut, nous avons ainsi montré qu'en utilisant un traitement mathématique basé sur des décompositions en ondelettes, il nous a été possible d'obtenir des résultats pouvant aboutir au dimensionnement d'endommagements sur des structures aéronautiques. Quant

aux délaminages survenant sur des matériaux composites, les études que nous avons menées ont montré qu'une simple analyse fréquentielle permet l'identification du défaut.

La nécessité de détecter des défauts plus complexes se fait donc sentir. Le quatrième chapitre a été consacré à une technique complémentaire de celle à base des ondes élastiques. Elle consiste à utiliser des mesures d'impédance du couple effecteur/structure et à en étudier les réponses en fonction de la nature et de la position des défauts. Les mesures d'impédance électromécanique ont été effectuées par l'intermédiaire d'effecteurs piézoélectriques collés sur des structures métalliques et composites. Nous en avons montré la pertinence pour détecter des défauts ou des multi défauts sur des structures aéronautiques complexes (ATR ou AIRBUS par exemple). Dans ce même chapitre, nous avons abordé certains aspects des défauts potentiellement dommageables sur des structures d'avions telles que des cracks sur raidisseurs, des décollements sur des structures sandwich et des délaminages. Par ailleurs, la complémentarité de l'approche impédancemétrique avec les méthodes d'inspection à ondes guidées développées dans les chapitres 2 et 3 a été étudiée et menée en vue de détecter différentes formes et dimensions de défauts. Cette approche nous a permis de mettre en place les soubassements d'une possible intégration ouvrant le champ à une solution effecteurs/électronique reconfigurable et finalement embarquée.
Enfin, le cinquième et dernier chapitre nous permis d'exposer la démarche d'intégration des 2 méthodes étudiées et d'en montrer la reconfigurabilité. Ainsi, le choix d'une architecture de type PSoC (Programmable Systems on Chip) pour l'interface effecteur/structure a été mené dans l'objectif d'une intégration pouvant être embarquée : cela suppose donc un compromis entre poids, efficacité, encombrement et performances.
La synthèse des techniques basées sur les mesures d'impédance IEM et celles obtenues avec les ondes élastiques nous a conduits à adopter une démarche originale présentée en figure 141. Elle a abouti à la conception et à la réalisation d'un outil permettant d'initier une approche visant l'intégration des moyens de détection et d'inspection de défauts de nature et dimensions diverses. La solution proposée et mise en pratique a concerné, outre l'architecture et le nombre d'effecteurs à mettre en place sur une structure métallique ou composite, les circuits de conditionnement et de transmission des signaux. La méthode d'intégration matérielle et logicielle a donc été développée tant pour assurer le diagnostic le plus précis et fiable possibles, que pour reconfigurer et adapter les systèmes PSoC en fonction de la structure à analyser.

Dans un objectif d'intégration avionique, un premier démonstrateur a été présenté à travers le développement d'un nœud reconfigurable. Pour couvrir de larges zones d'aéronefs, une telle intégration demande une étude complémentaire portée sur la mise en réseau des solutions présentées. Le paramètre de maille devrait de ce fait être étudié et validé pour

plusieurs types de structures et de matériaux afin d'assurer les objectifs de suivi de santé qu'on s'est fixés. Un protocole d'échanges de données robuste devrait être développé afin d'assurer la communication et la synchronisation entre les nœuds du réseau.

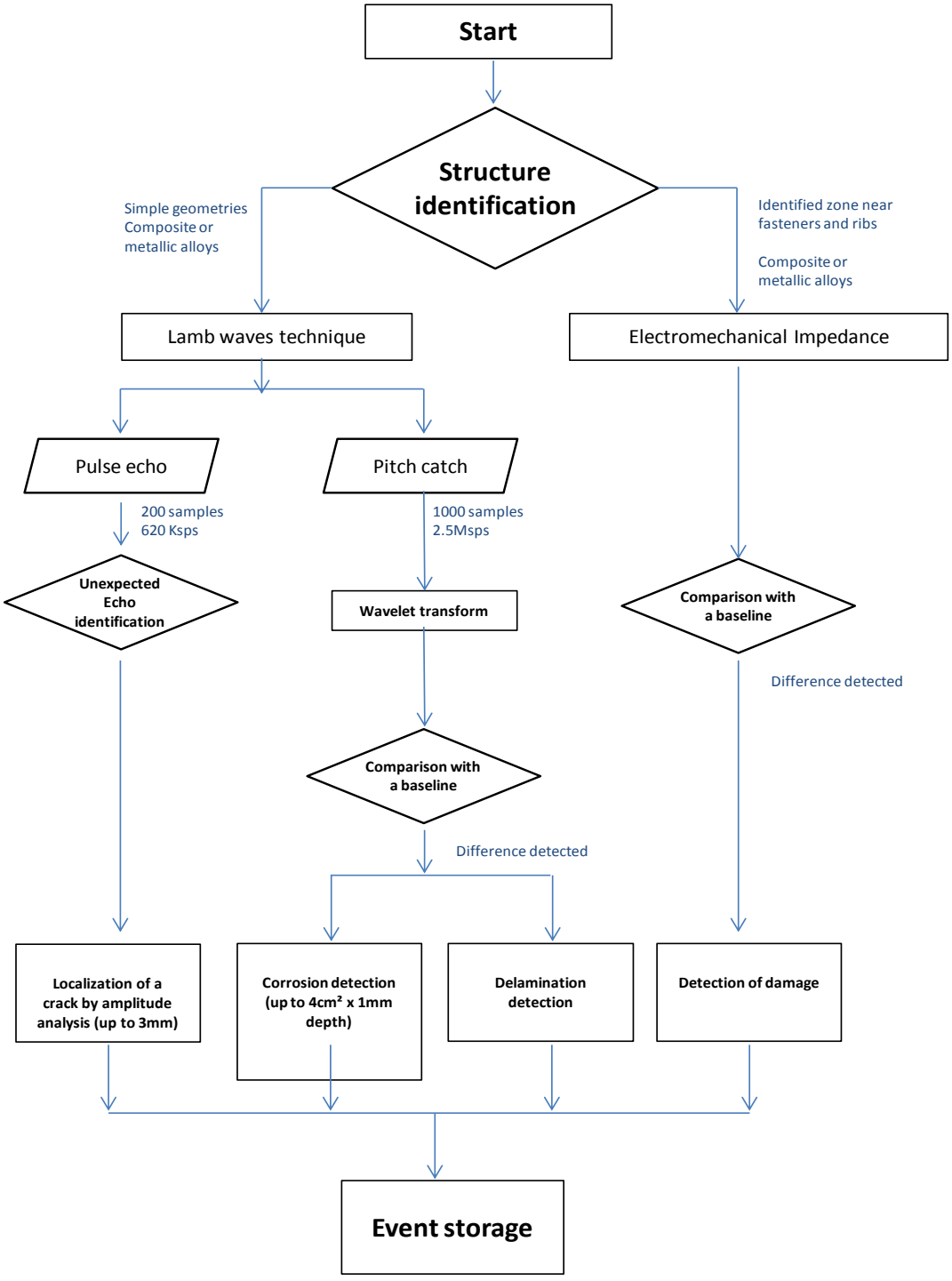


Figure 141 : Méthodologie de détection de défauts

Publications

Revues Internationales

[IJPHM] **wavlet decomposition based diagnostic for structural health monitoring on metallic aircrafts: case of crack triangulation and corrosion detection.**
Author(s) : H.BOUKABACHE, C.ESCRIBA, S.ZEDEK, J-Y FOURNIOLS
International Journal of Prognosis and Health Management, vol 4, no 003, 1-13, February 2013

[Sensors] **System-on-Chip Integration of a New Electromechanical Impedance Calculation Method for Aircraft Structure Health Monitoring**
Author(s) : H.BOUKABACHE, C.ESCRIBA, S.ZEDEK, D.MEDALE, S.ROLET, J-Y FOURNIOLS
Sensors 12, no. 10: 13617-13635

[Advances in Mat Sciences] **Damage detection composite laminate aeronautics structures through accelerometers network**
Author(s) : S.KSOURI, M.MATMAT, H.BOUKABACHE, C.ESCRIBA, J.Y.FOURNIOLS
Advances in Materials Sciences, Vol.11, N°2, pp.37-43, Juin 2011

Conférences internationales avec comités de lectures

[STANFORD'13] Reconfigurable Architecture Based On Programmable System on Chip and Versatile Interface for Multi Sensors Instrumentations Applied to SHM: Case of an ATR72 Wing Panels
Author(s) : H.BOUKABACHE, C.ESCRIBA, S.ZEDEK, J.Y FOURNIOLS
International Workshop on Structural Health Monitoring (IWSHM 2013), University of Stanford (USA), September 2011

[PHM'12] **Structural Health Monitoring on Metallic Aircrafts Using Flexible and Bulk PZT Transducers: Case of Corrosion Detection and Crack Localization**
Author(s) : H.BOUKABACHE, C.ESCRIBA, S.ZEDEK, J.Y FOURNIOLS
Prognostic and Health Management Society conference 2012, Mineapolis USA

[IEEE Sensors'11] Sensors/Actuators network development for aeronautics structure health monitoring
Author(s) : H.BOUKABACHE, M.MATMAT, C.ESCRIBA, J.Y.FOURNIOLS
IEEE SENSORS 2011, Limerick (Irlande), 28-31 Octobre 2011, pp.1157-1160

[STANFORD'11] Piezoelectric wafer active sensor network for aircraft structures damage localization: pitch-catch method
Author(s) : H.BOUKABACHE, M.MATMAT, S.KSOURI, C.ESCRIBA, J.Y.FOURNIOLS
International Workshop on Structural Health Monitoring (IWSHM 2011), Stanford (USA), 13-15 September 2011, pp.555-561

[IEEE Sensors'11] A methodology for reliability prediction: thermal and RF MEMS case of studies
Author(s) : M.MATMAT, H.BOUKABACHE, A.MARTY, D.ESTEVE, C.ESCRIBA, J.Y.FOURNIOLS
IEEE SENSORS 2011, Limerick (Irelande), 28-31 Octobre 2011, pp.1677-1680

[APWSHM'10] Piezoelectric sensor/actuator network for SHM and damage detection on airplane door
Author(s) : H.BOUKABACHE, S.KSOURI, C.ESCRIBA, J.Y.FOURNIOLS
Asia Pacific Workshop on Structural Health Monitoring (APWSHM 2010),
Tokyo (Japon), 30 Novembre - 2 Décembre 2010, 9p.

[EWSHM'10] Sensor network for non-destructive control of aeronautics structures: piezo or accelerometer diagnosis ?
Author(s) : C.ESCRIBA, H.BOUKABACHE, S.KSOURI, M.LASTAPIS, J.L.BOIZARD, T.CAMPS, J.M.DILHAC, S.ROLET, J.Y.FOURNIOLS
European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2010), Sorrento (Italie), 29 Juin - 2 Juillet 2010, pp.388-393

Conférences Nationales avec comités de lecture

• **Contrôle d'intégrité de structures aéronautiques par réseau de capteurs piézoélectriques**
Auteur(s) : H.BOUKABACHE, J.Y.FOURNIOLS
Manifestations avec actes : JNRDM 2011, ENS PARIS, 5 pages

• **Triangulation de défauts sur structures aéronautiques CFRP et métalliques par réseaux de capteurs piézoélectriques**
Auteur(s) : H.BOUKABACHE, J.Y.FOURNIOLS
Manifestations avec actes : JNRDM 2012, 3 pages

Bibliographie

[1] AIRBUS, «Holger Speckmann, IWSHM 2007».

[2] C. Boller et N. Meyendorf, «state of the art in SHM for aeronautics,» chez *internationnal symposium on NDT in Aerospace*, Germany, 2008.

[3] C.Escriba, J.Y.Fourniols, M.Lastapis, J.L.Boizard, G.Auriol et S.Andrieu, «New real-time structural health monitoring microsystem for aircraft propeller blades,» *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine,* vol. 27, pp. 29-41, 2012.

[4] S. Ksouri, M. Matmat, H. Boukabache, C.Escriba et J. Fourniols, «Damage detection in composite laminates aeronautics structures through accelerometers network,» *Advances in Materials Sciences,* pp. 37-43, 2011.

[5] A. Clark, «EMMA : A comprehensive alarm system for elderly and infirm disabled who live at home,» *Res. Soc. Health care,* pp. 205-27, 1979.

[6] B.G.Celler et T. Hesketch, «An instrumentation system for the remote monitoring of changes in functionnal health status of elderly at home,» *Engeneering in Medicine and Bieology Society,* 1994.

[7] D. M.Chan, J.Y.Fourniols, C.Escriba and E.Campo, “Smart wearable systems: current status and future challenges,” *Artificial Intelligence in Medicine,* vol. 56, no. 3, pp. 137-156, 2012.

[8] W.Bourennane, Y.Charlon, M.Chan, D.Esteve and E.Campo, “Integration of wearable device with actimetry system for monitoring alzheimer's patients,” in *International Conference on Wearable Micro and Nano Technologies for Personalised Health*, Lyon, France, 2011.

[9] M.Chan, E.Campo, W.Bourennane and D.Esteve, “Connectivity for the indoor and outdoor elderly people safety management: an example from our current project,” in *European Symposium on Biomedical Engineering (ESBME 2010)*, Grece, 2010.

[10] N.Fourty, Y.Charlon and E.Campo, “Embedded wireless system for pedestrian localization in indoor environments,” *Sensors & Transducers Journal,* vol. 14, pp. 211-227, 2012.

[11] J. Brownjohn, «Structural health monitoring of civil infrastructure,» *Phil. Transaction of the royal society,* pp. 589-622, 2006.

[12] D. S. Carder, «Observed vibrations of bridges,» *Bulletin, Seismological Society of America,* vol. 27, p. 267–303.

[13] R. N. Coppolino et S. Rubin, «Detectability of structural failure in offshore platforms by

ambient vibration monitoring,» chez *Proc. OTC 12*, Houston, Texas, 1980.

[14] R. Kenley et C. Dodds, «West Sole WE Platform: Detection of damage by structural,» chez *Proc. OTC 12*, Houston Texas, 1980.

[15] F. Shahrivar et J. G. Bouwkamp, «Damage detection in offshore platforms using vibration,» chez *Proc. 3rd Offshore Mechanics and Arctic Engineering Symposium*, New Orleans, 1980.

[16] P. Brederode, P. De Winter, P. Van Staalduinen et W. Segers, «Dynamic offshore structure,» chez *Inspection, repair and maintenance IRM/AODC86*, Aberdeen, 1986.

[17] R. T. Severn, A. P. Jeary et B. R. Ellis, «Forced vibration tests and theoretical studies on dams,» chez *Proc. Inst. Civil Eng*, 1981.

[18] F. Bettinali., C. Galimberti. et M. M., «Talvacchia Dam. The dynamic analysis of large structures as a method for structural investigation.,» *ENEL/CRIS,* 1990.

[19] D. E. Hudson, «Dynamic tests on full-scale structures,» chez *ASCE EMD Specialty Conf*, Uclahoma, 1977.

[20] A. P. Jeary et B. R. Ellis, «Vibration tests on structures at varied amplitudes,» chez *Proc. ASCEEMD specialty conference-dynamic response of structures, Atlanta*, Georgia, 1981.

[21] M. C. C. Bampton, J. V. Ramsdell, R. E. Graves et L. A. Strope, «Deer Isle-Sedgwick suspension bridge. Wind and motion analysis,» FHWA/RD-86/183, 1986.

[22] J. Leitch, A. E. Long, A. Thompson et T. D. Sloan, «Monitoring the behaviour of a major box-girder bridge,» *Structural assessment based on full and large-scale testing,* pp. 212-219, 1987.

[23] I. G. Barr, P. Waldron et H. R. Evans, «Instrumentation of glued segmental box girder bridges,» chez *IABSE colloquium, monitoring of large structures and assessment of their safety*, Bergamo, 1987.

[24] R. M. Ross et Matthews, «Discussion: in-service structural monitoring—a state of the art review,» *Struct. Eng.,* vol. 73, pp. 214-217, 1995.

[25] G. A. Stephen, J. M. W. Brownjohn et C. A. Taylor, «Measurements of static and dynamic structural displacement from visual monitoring of the Humber bridge,» *Eng. Struct,* vol. 15, p. 197–208, 1993.

[26] J. M. W. Brownjohn, M. Bocciolone, A. Curami, M. Falco et A. Zasso, «Humber Bridge full fullscale measurement campaigns 1990–1991,» *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.,* vol. 52, pp. 185-215, 1994.

[27] V. Ashkenazi et G. W. Roberts, «Experimental monitoring of the Humber Bridge using GPS,» *Proc. Inst. Civil Eng,* vol. 120, pp. 177-182, 1997.

[28] J. Lacaille, «Health Monitoring des Turbofans,» SNECMA (Groupe SAFRAN), ENS PARIS, 2012.

[29] Honeywell-Inc, “Flight control module merged into the integrated modular avionics”. USA Patent US 6443399B1, 3 Septembre 2002.

[30] O. H. R. Obermaisse, “Fault Containment in a Reconfigurable Multi-Processor System-on-a-Chip,” *IEEE International Symposium on Industrial Electronics (ISIE), ,* pp. 1561-1568, 2011.

[31] C. Byington, “Embedded diagnostic/prognostic reasoning and information continuity for improved avionics maintenance,” *AUTOTESTCON 2003. IEEE Systems Readiness Technology Conference. Proceedings,* pp. 320- 329 , Sept. 2003.

[32] S. Jensen, G. Jenney and D. Dawson, “Flight test experience with an electromechanical actuator on the F-18 Systems Research Aircraft,” in *Digital Avionics Systems Conference, 2000. Proceedings. DASC. The 19th*, 2000.

[33] B. Lu, «The Boeing 787 Dreamliner Designing an Aircraft for the Future,» *Journal of Young Investigators, ISSN: 1539-4026,* 2010.

[34] Aviation-Safety-Network, «Accident description,» Flight Safety foundation, [En ligne]. Available: http://aviation-safety.net/database/record.php?id=20020718-0.

[35] M. A. DORNHEIM, “Hidden Fatigue Cracks Suspected In C-130 CRASH,” *Aviation Week & Space Technology,* vol. 157, no. 10, p. 48, 2002.

[36] D. Roach, «Does the Maturity of Structural Health MonitoringTechnology Match User Readiness?,» chez *Keynote IWSHM*, Stanford USA, 2011.

[37] D. Thomas, “Corrosion Damage Detection with Piezoelectric wafer Active Sensors,” in *International Symposium on Smart Structures and Materials and 9th Annual International Symposium on NDE for Health Monitoring and Diagnostics*, san Diego, 2004.

[38] «Composite Material,» wikipedia, 2013. [En ligne]. Available: http://en.wikipedia.org/wiki/Composite_material.

[39] R. Thévenin, «Airbus Composite Structures Perspectives on safe maintenance practice,» 2007.

[40] H. Boukabache, C. Escriba, S. Zedek, D. Medale, S. Rolet et J. Y. Fourniols, «System-on-Chip Integration of a New Electromechanical Impedance Calculation Method for Aircraft Structure Health Monitoring,» *Sensors,* pp. 13617-13635, 2012.

[41] Olympus-IMS, «Nondestructive Bond Testing for Aircraft Composites,» [En ligne]. Available: http://www.olympus-ims.com/fr/applications/non-destructive-bond-testing-aircraft-composites/.

[42] S. Media, «Lightning Strikes Air Force Orion In Canada,» 12 06 2009. [En ligne]. Available: http://www.scoop.co.nz/stories/AK0906/S00148.htm.

[43] P. D. Mark Miller, "Damage Resistance and Tolerance of Composites to Lightning Strike," William E Boeing departmenet of aeronautics & astronautics, 2012.

[44] W. Bisle, «NDT Toolbox for Honeycomb Sandwich structures : a comprehensive approach for maintenance inspections,» chez *ATA NDT Forum* , Albuquerque, 2010.

[45] «National Institute for Occupational Safety and Health,» [En ligne]. Available: www.cdc.gov/NIOSH.

[46] D. Pascoe, «Composite Troubles in Aircraft,» [En ligne]. Available: http://www.yachtsurvey.com/index.html.

[47] J. Bao, "Lamb Wave Generation And Detection With Piezoelectric Wafer Active Sensors," *PhD manuscrit,* 2003.

[48] I. A. Viktorov, Rayleigh and Lamb waves: Physical theory and applications, New York: Plenum Press , 1967.

[49] J. L. Rose, Ultrasonic Waves in Solid Media, Cambridge University Press, 1999.

[50] J. L. Rose, "A Baseline and Vision of Ultrasonic Guided Wave Inspection Potential," *Journal of Pressure Vessel Technology,* vol. 124, 2002.

[51] S. E. Burrows, B. dutton et s. dixon, «Laser Generation of Lamb Waves for Defect Detection: Experimental Methods and Finite Element Modeling,» *IEEE Transactioons on UltrasonIcs, FerroElecrrics and frequency control,* vol. 50, n° %11, 2012.

[52] K. Wood, T. Brown, R. Rogowski and B. Jensen, "Fiber optic sensors for health monitoring of morphing airframes: I. Bragg grating strain and temperature sensor," *Smart Materials and structures,* vol. 163, 2000.

[53] C.Boller, "Next generation structural health monitoring and its integration into aircraft design," *International Journal of Systems Science,* vol. 31, no. 11, 2000.

[54] B. Glisic and D. Inaudi, Fibre Optic Methods for Structural Health Monitoring, Wiley, 2008.

[55] D. Roach, "Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors," *Smart Structures and Systems,* vol. 5, no. 4, pp. 317-328, 2008.

[56] R. H. H Speckmann, "Structural Health Monitoring (SHM)–Overview on Technologies under Development," in *16th World Conference on NDT*, Montreal/CDN, 2004.

[57] M. Iain and K. Nikos, "Fiber Optic Sensing in Space Structures: The Experience of the European Space Agency," in *17th International Conference on Optical Fibre Sensors*, Bellingham, WA, 2005.

[58] J. Heida, Writer, *Structural Health Monitoring (SHM)*. [Performance]. National Aerospace Laboratory of the Netherlands, 2009.

[59] R. Russell, Writer, *Spacecraft Pre-launch/Turnaround NDE needs at the Kennedy Space Center*. [Performance]. NASA Materials Science Division, 2012.

[60] D. ALLEYNE et P. CAWLEY, «Long range propagation of Lamb waves in chemical plant pipework,» *American Society for Nondestructive Testing,* pp. vol. 55, no4, pp. 504-508, 1997.

[61] S. YAACOUBI and al, "Controle Des Structures Longues Via Les Ondes Guidées," *Soudage et Techniques Connexes,* pp. 31-38, 2012.

[62] G. R. LIU, J. TANI, K. WATANABE et T. OHYOSHI, «Lamb wave propagation in anisotropic laminates,» *Journal of applied mechanics,* vol. 57, n° %12, pp. 923-929, 1990.

[63] H. Boukabache et al, «Piezoelectric wafer active sensor network for aircraft structures damage localisation: pitch-catch method,» chez *International Workshop on Structural Health Monitoring (IWSHM 2011)*, University of Stanford (USA), 2011.

[64] H. Boukabache, S. Ksouri, C. Escriba et J. Fourniols, «Piezoelectric sensor/actuator network for SHM and damage detection on Airplane Door,» chez *Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring,*, Tokyo, Japan, 2010.

[65] J. Cheeke, Fundamentals and Applications of Ultrasonic Waves., Boca Raton: CRC Press, 2002.

[66] H. Lamb, «On waves in an elastic plate,» chez *Proceedings of the Royal Society Mathematical, Physical and Engineering Sciences 93*, 1917.

[67] I. Viktorov, «Rayleigh and Lamb Waves,» chez *Plenum Press*, New York, 1967.

[68] Z. Guo, J. Achenbach et K. Sridhar, «EMAT generation and laser detection of single lamb wave modes,» *Ultrasonics,* vol. 35, n° %16, p. 423–429, 1997.

[69] H. Boukabache, C. Escriba, S. Zedek et J.-Y. Fourniols, «Structural Health Monitoring on Metallic Aircrafts Using Flexible and Bulk PZT Transducers: Case of Corrosion Detection and Crack Localization,» chez *Prognostic and Health management*, Mineapolis, 2012.

[70] M. Castaings et P. Cawley, «The generation, propagation, and detection of Lamb waves in plates using air-coupled ultrasonic transducers,» *Journal of the Acoustical Society of America,* vol. 100, n° %15, pp. 3070-3077, 1996.

[71] H. Boukabache, M. Matmat, C. Escriba et J. Fourniols, «Sensors/actuators network development for aeronautics structure health monitoring,» chez *IEEE Sensors*, Limerik, 2011.

[72] A. international, Piezoelectric Ceramics : Principles and applications, 2002.

[73] T. L. JORDAN and Z. OUNAIES, “Piezoelectric Cermaics Characterization,” NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2001.

[74] J. Kim, B. L. Grisso, J. K. Kim, D. S. Ha and D. J. Inman, “Electrical Modeling of Piezoelectric Ceramics for Analysis and Evaluation of Sensory Systems,” in *IEEE Sensors Applications Symposium*, Atlanta, GA, February 12-14, 2008.

[75] E. Crawley et J. deLuis, «Use of piezoelectric actuators as elements of intelligent structures,» *AIAA J.,,* vol. 25, n° %110, p. 1375–1385, 1987.

[76] E. Crawley et E. Anderson, «Detailed models of piezoceramic actuation of beams.,» *J. Intell. Mater. Syst. Struct,* vol. 1, n° %11, pp. 4-25, 1990.

[77] K. Tan, N. Guo, B. Wong et C. Tui, «Comparison of Lamb waves and pulse echo in detection of near-surface defects in laminate plates,» *NDT & E international,* vol. 28, n° %14, pp. 215-233, 1995.

[78] J.-B. Ihn et F.-K. Chang, «Pitch-catch Active Sensing Methods in Structural Health Monitoring for Aircraft Structures,» *SHM journal,* vol. 7, pp. 5-19, 2008.

[79] H. Boukabache, C. Escriba, S. Zedek et J.-Y. Fourniols, «Wavlet Decomposition based Diagnostic for Structural Health Monitoring on Metallic Aircrafts: Case of Crack Triangulation and Corrosion Detection,» *International Journal of Prognostics and Health Management,* vol. 10, n° %12, 2013.

[80] N. Kingsbury, « The dual-tree complex wavelet transform: a new technique for shift invariance and directional filters,» *Proc. 8th IEEE DSP Workshop,* vol. 8, p. 86, 1998.

[81] M. R. Taha, A. Noureldin, J. L. Lucero et T. J. Baca, «Wavelet transform for structural health monitoring: a compendium of uses and features.,» *Structural Health Monitoring,* vol. 5, n° %13, pp. 267-295, 2006.

[82] M. Lemistre et D. Balageas, «Structural health monitoring system based on diffracted Lamb wave analysis by multiresolution processing,» *Smart Materials and Structures,* vol. 10, n° %13, p. 504, 2001.

[83] H. Sohn, G. Park, J. Wait et N. Limback, «Wavelet-based active sensing for delamination detection in composite structures,» *Smart Materials and structures,* vol. 13, n° %11, p. 153, 2004.

[84] W. J. HANNAN, «HANNAN TRIANGULATION RADAR SYSTEM». Brevet 3530468, 23 fevrier 1968.

[85] J. Poirot, «Navigation by Back Triangulation,» *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on,* vol. 2, pp. 270-274, 1976.

[86] H. Boukabache, C. Escriba et J. Fourniols, «Piezoelectric wafer active sensor network

for aircraft structures damage localisation: pitch-catch method,» *International Workshop on Structural Health Monitoring (IWSHM 2011), Stanford (USA),* pp. 555-561, 2011.

[87] P. Ferrer et P. Aubourg, « New Methods for Rotor Tracking and Balance Tuning and Effect Detection Applied to EUROCOPTER Products. Inc,» *Proceedings of the 57th American Helicopter Society Annual Forum,* Washington, DC, USA, 9–11 May 2001.

[88] J. Lacaille, V. Gerez et R. Zouari, «An Adaptive Anomaly Detector used in Turbofan Test Cells,» chez *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*, 2010.

[89] J. Lacaille et V. Gerez, «Online Abnormality Diagnosis for real-time Implementation,» chez *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*, 2011.

[90] M. Lastapis et C. Escriba, «Algorithms to Monitor Damaging Events on a Plane Blade with an Autonomous Embeded Microsystem.,» chez *International Workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford, CA, USA, 2011.

[91] C. Escriba et J. Fourniols, «New real-time structural health monitoring microsystem for aircraft propeller blades,» *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.,* vol. 27, p. 29–41, 2012.

[92] C. Liang, F. Sun et C. A. Rogers, «Electro-mechanical impedance modeling of active material systems,» *Smart Mater. Struct,* vol. 5, p. 171–186, 1996.

[93] V. Giurgiutiu et G. Rogers, «Modeling of the Electro-Mechanical Impedance Response of a Damaged Composite Beam,,» chez *Aerospace and Materials Divisions, Adaptive Structures and Material Systems Symposium*, Nashville, TN, USA, 14–19 , November 1999.

[94] C. Liang, F. Sun et C. Rogers, «Coupled electro-mechanical analysis of adaptive material system-determination of the actuator power consumption and system energy transfer,» *J. Intel. Mater. Syst. Struct ,* vol. 5, p. 12–20, 1994.

[95] V. Giurgiutiu et A. Reynolds, «Experimental investigation of E/M impedance health monitoring for spot welded structures joints,» *J. Intel. Mater. Syst. Struct.,* vol. 10, p. 802–812., 1999.

[96] Giurgiutiu.V. et A. Rogers, «Application of the Electro-Mechanical Impedance Method to Machinery Failure Prevention,,» chez *52 Meeting of the Society for Machinery Failure Prevention Technology*, Virginia Beach, VA, USA, 20 March 1998.

[97] I. Sevostianov, A. Zagrai, W. A. Kruse et H. C. Hardee, «Connection Between Strength Reduction, Electric Resistance and Electro-Mechanical Impedance in Materials with Fatigue Damage,» *International Journal of Fracture,* n° %1164, pp. 159-166, 2010.

[98] V. Pavelko et I. Ozolinsh, «Structural Health Monitoring of Aircraft Structure by Method of Electromechanical Impedance,» chez *Proceeding of the 6th NDT in*

Progress 2011 International Workshop of NDT Experts, Prague, Czech Republic, 2011.

[99] F. Liu, M. Sheplak et L. N. Cattafesta, «Development of a Tunable Electromechanical Acoustic Liner for Engine Nacelles,» NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-2199, 2007.

[100] R. N. Margasahayam, «Proof of Concept Application of Impedance Based Health Monitoring on Space Shuttle Ground Structures,» NASA Kennedy Space Center, Florida, 2003.

[101] V. Giurgiutiu et C. Kropas-Hughes, «Comparative Study of Neural-Network Damage Detection from a Statistical Set of Electro-Mechanical Impedance Spectra,» chez *SPIE's 10 Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*, San Diego, CA, 2002.

[102] V. Giurgiutiu et B. Xu, «Development of a Field-Portable Small-Size Impedance Analyzer for Structural Health Monitoring using the Electromechanical Impedance Technique,» chez *Smart Structures and Materials 2004: Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems*, 2004.

[103] B. Xu et V. Giurgiutiu, «Efficient Electromechanical (E/M) Impedance Measuring Method for Active Sensor Structural Health Monitoring,» chez *SPIE's 12 International Symposium on Smart Structures and Materials*, San Diego, 2005.

[104] B. Xu et V. Giurgiutiu, «Development of DSP-based Electromechanical (E/M) Impedance Analyzer for Active Structural Health Monitoring,» chez *SPIE's 13 International Symposium on Smart Structures and Materials*, 2006.

[105] A. Device, Datasheet AD5933, http://www.analog.com, 2011.

[106] S. G. Taylor, K. M. Farinholt, G. Park, C. R. Farrar, E. B. Flynn, D. L. Mascarenas et M. D. Todd, «Wireless impedance device for electromechanical impedance sensing and low-frequency vibration data acquisition,» *Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems,* vol. 7292, 2009.

[107] V. Giurgiutiu et A. Zagrai, «Damage detection in thin plates and aerospace structures with the electro-mechanical impedance method,» *Struct. Health. Monit,* vol. 4, p. 99–118, 2005.

[108] V. Giurgiutiu, A. Zagrai et J. J. Bao, «Piezoelectric Wafer Embedded Active Sensors for Aging Aircraft Structural Health Monitoring,» *SHM Journal,* vol. 1, n° %11, pp. 41-61, 2002.

[109] T. Baba, M. Nagahama, N. Akiyama et T. Miki, «Experimental production of malformations due to acetyl salicylate and phenyl salicylate in rats.,» *Osaka City Medical Journal,* vol. 12, pp. 23-9, 1966.

[110] A. Sinclair, M. Jastrzebski et V. Safavi-Ardebili, «ULTRASONIC EVALUATION OF WEAK LINER/PROPELLANT BONDING IN A ROCKET,» chez *16th WCNDT 2004 -*

World Conference on NDT, Montreal, Canada, 2004.

[111] P. F. Sullivan, «Bonding Methods and a Bonding Clamp for Ultrasonic Measurements,» *Journal of the Acoustical Society of America ,* vol. 34, n° %112, pp. 1879-1882, 1962.

[112] K. R. Mulligan, N. Quaegebeur, P. Masson et S. Letourneau, «Correction of Data Gathered by Degraded Transducers for Damage Prognosis in Composite Structures,» chez *PHM Society*, Mineaplis, USA, 2012.

[113] D. R. Thevenin, «Airbus Composit Structres : Perspectives on safe maintenance practice,» chez *Document Airbus*, 2007.

[114] W. Bisle, «NDT Toolbox for Honeycomb Sandwich Structures,» chez *ATA NDT Forum 2010*, Albuquerque, USA, 2010.

[115] C. Adrian et G. Victor, «Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Space Applications,» *AIAA JOURNAL,* vol. 45, n° %112, pp. 2838-2850, 2007.

[116] V. Giurgiutiu, K. Harries, M. Petrou, J. Bost et J. B. Quattlebaum, «Disbond detection with piezoelectric wafer active sensors in RC structures strengthened with FRP composite overlays,» *Earthquake Engineering and Engineering Vibration,* vol. 2, n° %12, pp. 213-223, 2012.

[117] S. Wieslaw, C. Bolle et G. R. Tomlinson, Health Monitoring of Aerospace Structures: Smart Sensor Technologies and Signal Processing, Wiley, 2004.

[118] R. Fuchsen, “Preparing the next generation of IMA: A new technology for the scarlett program,” in *Digital Avionics Systems Conference, DASC '09. IEEE/AIAA 28th*, 2009.

[119] J.-B. ITIER, «A380 Integrated Modular Avionics : The history, objectives and challenges of the deployment of IMA on A380,» AIRBUS, TOULOUSE.

[120] M. Kechidi, «From 'aircraft manufacturer' to 'architect–integrator': Airbus's industrial organisation model,» *International Journal of Technology and Globalisation,* vol. 7, pp. 8-22, 2013.

[121] P. J. Prisaznuk, «ARINC 653 role in Integrated Modular Avionics (IMA),» chez *Digital Avionics Systems Conference, 2008. DASC 2008. IEEE/AIAA 27th*, Annapolis, MD , 2008.

[122] S. JOVANOVIC, These de Doctorat : Architecture reconfigurable de systeme embarque auto-organise, 2009.

[123] ANADIGM, *AN231E04 Datasheet Rev 1.1 - 3rd Generation Dynamically Reconfigurable dpASP,* 2008.

[124] S.-M. Kang, «A field-programmable analog array (FPAA) using switched-capacitor

techniques,» *Circuits and Systems, 1996. ISCAS '96., Connecting the World., 1996 IEEE International Symposium on,* vol. 4, pp. 41-44, 1996.

[125] Cypress, "Datasheet PSOC5," 19 03 2012. [Online]. Available: http://www.cypress.com/?docID=34815.

[126] A. D. Inc, "Programmable Frequency Scan Waveform Generator AD5932 Data Sheet," Norwood, MA, USA, 2011.

[127] R. W. Peter Smith, "Damage Tolerant Composite wing panels for transport Aircraft," NASA, Washington DC, Decembre 1985.

[128] P. H. Petit, "An applications study of advanced composite materials to the C-130 center wing box," NASA Technical Reports Server, JAN 1, 1970.

[129] K. Liu, " C-130 Center Wing Box Wing Life Enhancement," Boeing , 2007.

[130] L. Rayleigh, "Waves propagated along the plane surface of an elastic solid," in *Proceedings of the London Mathematical Society 20*, London, 1889.

[131] V. Giurgiutiu et A. Zagrai, «Damage detection in thin plates and aerospace structures with the electro-mechanical impedance method,» *Struct. Health. Monit,* vol. 4, p. 99–118, 2005.

[132] J. Jong and al, "Laser Ultrasonics for Noncontact Measurment of Lamb waves in static and moving paper," *Journal of pulp and paper science,* vol. 26, no. 10, 2000.

[133] G. Shoales, S. Shah, J. Rausch, M. Walters, S. Arunachalam and M. Hammond, "C-130 Center Wing Box Structural Teardown Analysis Final Report," US AIR FORCE, 2006.

[134] A. S. Kiremidjian, Écrivain, *SHM For Civil Infrastructure - From Instrumentation To Decision Support*. [Performance]. Standford University, 2011.

[135] S. Ksouri, M. Matmat, H. Boukabache, C. Escriba et J. Fourniols, «Damage detection in composite laminates aeronautics structures through accelerometers network,» *Advances in Materials Sciences,* vol. 11, n° %12, pp. 37-43, 2011.

[136] H. Boukabache, C. Escriba, S. Zedek et J.-Y. Fourniols, «Structural Health Monitoring on Metallic Aircrafts Using Flexible and Bulk PZT Transducers: Case of Corrosion Detection and Crack Localization,» *Proceeding PHM Society,* vol. 10, 2012.

[137] M. Glen A. Kading, Piezo-Electrochemical Transducer Effect Intercalated Graphite Micro-Electromechanical Actuators, 2007.

Annexe 1 :

Aspects théoriques des ondes de Lamb

Elasticité, loi de Hooke :

Dans le cas d'un milieu isotrope homogène, élastique et dans le cadre de faibles déformations il est établi que :

- Les fonctions qui décrivent le milieu sont continues
- Le milieu est réversible (s'il n ya plus de contrainte alors il y a retour à l'état d'origine)

Ainsi la contrainte exercée dans le cas d'une géométrie simple est proportionnelle à la déformation crée. La loi de Hooke s'exprime alors par : $\sigma = E\varepsilon$

Où E est le module de Young ; σ la contrainte par unité de surface ; ε est la déformation

Cependant, dans le cas d'une pièce de forme complexe, la loi de déformation globale n'est pas linéaire. Chaque élément infinitésimal (Cf. Figure 1) se déforme de manière linéaire. On définit alors les paramètres suivants :

- ✓ σ_{ij} est la contrainte orientée vers l'extérieur (cf. fig.1)
- ✓ ε_{ij} représente le différentiel de déplacement $\varepsilon_{ij} = \frac{\delta u_i}{\delta x_j}$ (Cf. Fig.2)

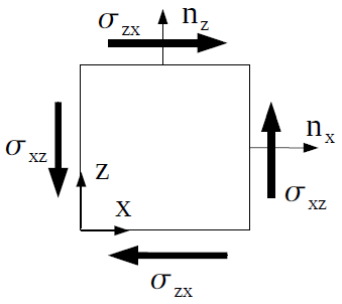


Figure 1 : symétrie des contraintes $\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$

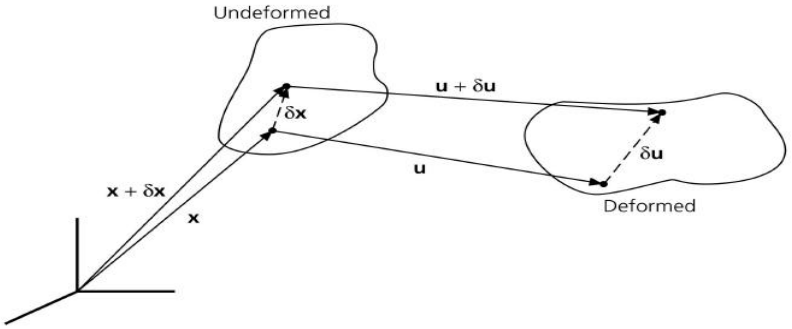


Figure 2 : Matériau avant et après déformation

Des figures 1 et 2, on peut définir deux types de déformations :

- Déformation normale :

$$\varepsilon_{zz} = \frac{\partial u_z}{\partial z} \ , \ \varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_x}{\partial x} \ , \ \varepsilon_{yy} = \frac{\partial u_y}{\partial y}$$

- Déformation de cisaillement :

$$\varepsilon_{xz} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_z}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial z}\right), \varepsilon_{xy} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_y}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial y}\right), \varepsilon_{yz} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_z}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial z}\right)$$

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ji}$$

La loi de Hooke qui relie la contrainte à la déformation est alors donnée par la relation matricielle suivante :

$$\boldsymbol{\sigma_{ij} = \lambda D \delta_{ij} + 2\mu \varepsilon_{ij}}$$

Avec :

- ✓ $D = \varepsilon_{xx} + \varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz} = div\ \vec{u}$
- ✓ λ résistance aux variations de volume
- ✓ μ résistance aux cisaillements

Ondes élastiques dans un milieu 3D :

L'équation de propagation d'une onde élastique se déplaçant dans un milieu solide illimité et homogène permet de trouver les caractéristiques de cette dernière en matière de vitesse de phase et de polarisation. En négligeant les forces de pesanteur et d'inertie du solide, le principe fondamental de la dynamique appliqué à un élément de volume est donné par :

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial n_j}$$

Si l'onde se propage suivant l'axe x cette équation s'écrit :

$$\rho \frac{\partial^2 u_x}{\partial t^2} = div\ \sigma = \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z}$$

En appliquant la loi de Hooke on obtient l'équation du mouvement qualifié d'équation différentielle de Lamé-Navier

$$\boldsymbol{\rho \frac{\partial^2 \vec{u}}{\partial t^2} = (\mu + \lambda)\, \overrightarrow{grad}\, div\, \vec{u} + \mu \vec{\Delta}\, \vec{u}}$$

Ondes guidées :

D'après la décomposition de Helmholtz, quel que soit $\vec{v}$ dérivable :

$$\vec{\Delta}\vec{v} = \overrightarrow{\text{grad}}\ \text{div}\ \vec{v} - \overrightarrow{\text{rot}}\ \overrightarrow{\text{rot}}\ \vec{v}$$

Cette équation utilisée par Viktorov permet de décomposer le champ de déformation acoustique à l'intérieur du milieu de propagation en une somme d'un gradient de potentiel scalaire **Φ** et du rotationnel d'un potentiel vecteur **Ψ** :

$$\vec{u} = \overrightarrow{\text{grad}}\ \Phi + \overrightarrow{\text{rot}}\ \vec{\Psi}$$

En posant :

$$\vec{u} = \vec{\Delta}\,\vec{v} \quad \Phi = \text{div}\,\vec{v} \quad \text{et} \quad \vec{\Psi} = \overrightarrow{\text{rot}}\,\vec{v}$$

Le problème étant invariant dans la direction z on a :

$$\frac{\partial}{\partial z} = 0 \text{ et } \overrightarrow{\text{gard}} \cdot = \frac{\partial \cdot}{\partial x}\vec{x} + \frac{\partial \cdot}{\partial y}\vec{y}$$

Ce qui simplifie l'équation ci-dessus :

$$\vec{u} = \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} + \frac{\partial \Psi_z}{\partial y}\right)\vec{x} + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} - \frac{\partial \Psi_z}{\partial x}\right)\vec{y} + \left(\frac{\partial \Psi_y}{\partial x} - \frac{\partial \Psi_x}{\partial y}\right)\vec{z}$$

Cette équation indique que même si le champ de déformation $\vec{\mathbf{u}}$ est invariant suivant z, ce dernier a néanmoins des composantes sur les trois directions x, y, z

Comme énoncé précédemment, l'équation de Helmholtz permet de décomposer le problème en deux équations différentielles distinctes.

$$\overrightarrow{\text{grad}}\left((\lambda + 2\mu)\Delta^2\Phi - \rho\frac{\partial^2\Phi}{\partial t^2}\right) + \overrightarrow{\text{rot}}\left(\mu\,\Delta^2\vec{\Psi} - \rho\frac{\partial^2\vec{\Psi}}{\partial t^2}\right) = \vec{0}$$

Ce qui aboutit à deux équations différentielles découplées l'une de l'autre et traduisant chacune un type de déplacement :

$$\begin{cases} \mathbf{c_p^2\,\Delta^2\Phi = \dfrac{\partial^2\Phi}{\partial t^2}} & \textbf{avec } \mathbf{c_p^2 = \dfrac{(\lambda + 2\mu)}{\rho}} \\ \mathbf{c_s^2\,\Delta^2\vec{\Psi} = \dfrac{\partial^2\vec{\Psi}}{\partial t^2}} & \textbf{avec } \mathbf{c_s^2 = \dfrac{\mu}{\rho}} \end{cases}$$

Ondes de Lamb dans un solide homogène et isotrope :

D'après les équations d'ondes découplées et les résultats du paragraphe précédant, on sait que les équations du mouvement généré par une onde Lamb s'écrivent :

$$c_P^2\,\Delta^2\Phi = \ddot{\Phi}$$
$$c_S^2\,\Delta^2\Psi_z = \ddot{\Psi}_z$$

Pour simplifier la notation on utilisera désormais à la place des potentiels scalaires Ψ_z et Φ la notation ψ et ϕ

Sachant que la solution du système différentiel ci dessus est harmonique, on peut donc le simplifier pour avoir :

$$\frac{\partial^2\phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2\phi}{\partial y^2} + \frac{\Omega^2}{c_P^2}\Phi = 0$$
$$\frac{\partial^2\psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2\psi}{\partial y^2} + \frac{\Omega^2}{c_S^2}\Psi = 0$$

En étudiant à présent la propagation de ces ondes suivant l'axe *x* , le système différentiel se simplifie encore et aboutit à :

$$\frac{d^2\phi}{dy^2} + \left(\frac{\Omega^2}{c_P^2} - K^2\right)\Phi = 0$$

$$\frac{d^2\psi}{dy^2} + \left(\frac{\Omega^2}{C_S^2} - K^2\right)\Psi = 0$$

Pour simplifier les notations, on notera :

$$P^2 = \frac{\Omega^2}{C_P^2} - K^2 \qquad Q^2 = \frac{\Omega^2}{C_S^2} - K^2$$

Les équations d'ondes trouvées acceptent des solutions de la forme générale :

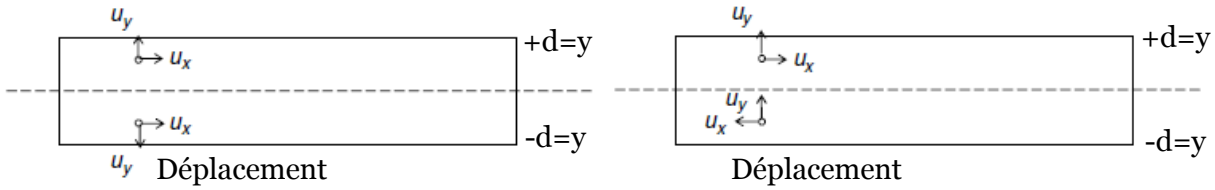
$$\Phi = A_1 \sin PY + A_2 \cos PY$$
$$\Psi = B_1 \sin QY + B_2 \cos QY$$

Ce qui donne :

$$U_X = IK(A_1 \sin PY + A_2 \cos PY) + Q(B_1 \cos QY - B_2 \sin QY)$$
$$U_Y = P(A_1 \cos PY - A_2 \sin PY) - IK(B_1 \sin QY + B_2 \cos QY)$$

et en réarrangeant en parties symétrique et antisymétrique:

$$U_X = (A_2\, IK \cos PY + B_1 Q \cos PY) + (A_1 IK \sin PY - B_2 Q \sin QY)$$
$$U_Y = -(A_2\, P \sin PY + B_1 IK \sin PY) + (A_1 P \cos PY - B_2 IK \cos QY)$$



Les constantes d'intégrations A_1 A_2 B_1et B_2 se déterminent par les conditions aux limites et donc par la géométrique du solide. Pour simplifier l'étude nous allons diviser notre étude et analyser séparément le cas symétrique et le cas antisymétrique.

La solution Symétrique :

La solution symétrique des équations d'onde suppose une symétrie de la contrainte et de la déformation par rapport au plan qui coupe la plaque en deux :

$$u_x(x,-d) = u_x(x,d) \qquad \sigma_{yx}(x,-d) = -\sigma_{yx}(x,d)$$

$$u_y(x,-d) = -u_y(x,d) \qquad \sigma_{yy}(x,-d) = \sigma_{yx}(x,d)$$

En ne gardant que les composantes symétriques du déplacement , on obtient :

$$U_X = A_2\, IK \cos PY + B_1 Q \cos PY$$
$$U_Y = -A_2\, P \sin PY - B_1 IK \sin PY$$

Sachant que :

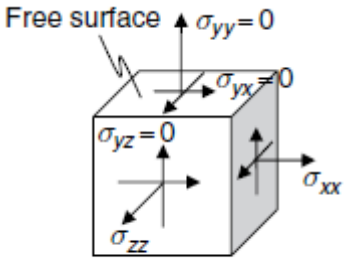
$$\phi = A_2 \cos py \quad et \quad \psi = B_1 \sin qy$$

Et que la contrainte induite par la plaque est : (Cf. démonstration 2 en annexe 1) :

$$\sigma_{yx} = \mu[-A_2 2ikp \sin py + B_1(k^2 - q^2)\sin qy]$$

$$\sigma_{yy} = \mu[A_2(k^2 - q^2)\cos py - B_1 2ikq \cos qy]$$

Dans le cas d'un mouvement libre sans contraintes imposé par l'extérieur, on sait que



$$\sigma_{yx}(x,-d) = -\sigma_{yx}(x,d) = 0$$

$$\sigma_{yy}(x,-d) = \sigma_{yx}(x,d) = 0$$

Ce qui nous donne un système d'équations linéaires :

$$\begin{cases} -A_2 2ikp \sin pd + B_1(k^2-q^2)\sin qd = 0 \\ A_2(k^2-q^2)\cos pd - B_1 2ikq \cos qd = 0 \end{cases}$$

Ce système d'équations n'accepte de solutions que si le déterminant est nul :

$$\Delta = (k^2-q^2)^2 \cos pd \sin qd + 4k^2pq \sin pd \cos qd = 0$$

Ce qui donne l'équation de Rayleigh-Lamb pour les modes symétriques ; usuellement on utilise la forme suivante :

$$\frac{\boldsymbol{\tan pd}}{\boldsymbol{\tan qd}} = -\frac{(\boldsymbol{k^2-q^2})^2}{\boldsymbol{4k^2pq}}$$

La solution Antisymétrique :

La solution antisymétrique des équations d'onde suppose que la contrainte et la déformation soient également antisymétriques et vérifient donc les conditions :

$$u_x(x,-d) = -u_x(x,d) \qquad \sigma_{yx}(x,-d) = \sigma_{yx}(x,d)$$

$$u_y(x,-d) = u_y(x,d) \qquad \sigma_{yy}(x,-d) = -\sigma_{yx}(x,d)$$

A partir d'un raisonnement analogue au cas de la solution symétrique, on obtient les résultats suivants :

$$\mathrm{U_X} = \mathrm{A_2\ IK\ COS\ PY} + \mathrm{B_1 Q\ COS\ PY} \qquad \phi = A_2 \cos py$$
$$\mathrm{U_Y} = -\mathrm{A_2\ P\ SIN\ PY} - \mathrm{B_1 IK\ SIN\ PY} \qquad \psi = B_1 \sin qy$$

$$\sigma_{yx} = \mu[A_1 2ikp \cos py + B_2(k^2-q^2)\cos qy]$$

$$\sigma_{yy} = \mu[A_1(k^2-q^2)\sin py - B_2 2ikq \sin qy]$$

Sachant que pour un mouvement libre sans contraintes imposé par l'extérieur, les équations s'écrivent :

$$\sigma_{yx}(x,-d) = -\sigma_{yx}(x,d) = 0$$

$$\sigma_{yy}(x,-d) = \sigma_{yx}(x,d) = 0$$

Ceci aboutit à un système d'équations linéaires :

$$\begin{bmatrix} 2ikp\cos pd & B_2(k^2-q^2)\cos qd \\ A_1(k^2-q^2)\sin pd & 2ikq\sin qd \end{bmatrix}\begin{pmatrix} A_1 \\ B_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Ce système d'équations n'accepte des solutions que si le déterminant est nul :

$$\Delta = (k^2-q^2)^2\sin pd\cos qd + 4k^2pq\cos pd\sin qd = 0$$

Ce qui donne l'équation de Rayleigh-Lamb pour les modes antisymétriques ;dans la littérature on utilise plus souvent la forme suivante :

$$\boldsymbol{\frac{\tan pd}{\tan qd} = -\frac{4k^2pq}{(k^2-q^2)^2}}$$

Annexe 2

Piézoélectricité /Matériaux piézoélectriques

Matériaux Piezo électriques :

On peut classer les matériaux piézoélectriques en 3 grandes catégories : Les cristaux, Les céramiques et les polymères.

I- Les Cristaux :

Le plus connu dans cette catégorie est certainement, le quartz. Ces cristaux présentent des propriétés peu attrayantes pour des applications telles que les transducteurs et encore moins en tant que capteurs NDT. Leurs principaux défauts sont des constantes piézoélectriques peu élevé, un coefficient de couplage électromagnétique trop faible et une grande dérive thermique. Nous ne développerons donc pas plus sur ces matériaux.

II- Les céramiques :

La famille des céramique comporte elle aussi de nombreux éléments, citons entre autres, les titanes de baryum qui sont les ancêtres des céramiques actuelles, les titanates de plomb ou les métaniobates de plomb utilisés pour l'imagerie médicale haute résolution. Cependant la famille de céramique la plus connue et la plus utilisée est celle des PZT (Plomb Zirconate titane). Elle compte 6 familles de compositions différentes.

a- Les PZT :

On désigne par l'abréviation PZT les matériaux de formule chimique $Pb(Zr_x,Ti_{1-x})O_3$ (Titano Zirconate de Plomb ou encore Lead Zirconate Titanate en anglais). Selon la présence plus ou moins importante de Titane (ou de Zirconium), les propriétés (mécanique, couplage, diélectrique, pertes) du PZT peuvent être calibrés. On peut donc trouver un large éventail de PZT classifiés selon la composition chimique de ces derniers ou selon l'additif ou le dopant ajouté. Nous rappelons que dans le cadre de ce travail nous ne présentons que les matériaux susceptibles de répondre à notre problématique.

a.1 Les PZT-A :

Ils présentent une constante diélectrique assez élevée et un coefficient de rendement relativement bon. Ils sont assez stables sur une grande plage de température. Plusieurs industriels proposent ce type de matériaux mais pas le produit fini.

a.2 Les PZT- 5J et 5H (NAVY type II, NAVY type V et NAVY type VI):

Ces matériaux sont utilisés dans les systèmes à basse consommation. Ils ont une très grande permittivité et un grand coefficient de couplage. Ils sont idéaux en tant que capteurs et dans les applications de tests non destructifs. Dans cette catégorie le PZT 5H est supérieur aux autres à tout point de vue.

a.3 Les PZT-B / PZT-C / PZT-D :

Ces deniers ne satisfont pas le critère de basse consommation mais restent néanmoins intéressant compte tenu de leur rendement élevé. Ces matériaux sont donc idéaux à la fabrication d'actionneurs à fort rendement électromécanique mais sont peut intéressants en tant que capteurs.

Propriétés	PZT-2	PZT-4	PZT-8	PZT-5A	PZT-4D	PZT-5J	PZT-5H
DoD		NAVY I	NAVY III	NAVY II		NAVY V	NAVY VI
Cte Diélectrique	385	1260	1100	1750	1500	3000	3200
K33	0.64	0.7	0.64	0.72	0.71	0.73	0.74
K_T	0.5	0.48	0.46	0.5	0.49	0.54	0.54
K31	0.46	0.57	0.51	0.61	0.56	0.63	0.65
D33 (pC/N)	150	320	300	390	320	580	650
|D31| (pC/ N)	55	120	100	175	140	220	250
G33 (mV.m/N)	45	29	29	40	25	21	23
|G31| (mV.m/N)	16	10	10	11	11	9	9
Impédance Acoustique Mrayl	32	30	30	30	31	30	31

Tableau 1 : Comparaison entre les différentes familles de PZT

b- PNN (Lead Nickel Niobate) :

Ce matériau repose sur du PZT dopé Nickel Plomb Niobate. Cette composition a été développée pour améliorer le facteur de couplage E/M D33 et les propriétés diélectrique du PZT NAVY VI. Cette amélioration lui confère une meilleure sensibilité et le rend apte à travailler en hautes fréquences.

c- PM (lead metaniobate):

Matériau utilisé depuis plus de 30 ans dans l'industrie avant l'apparition des PZT. Il présente des caractéristiques médiocres mais restent néanmoins valable pour des tests non destructifs à faible cout.

d- BT (Bismuth titane) :

Avec une constante de Curie très grande ce matériau est idéal pour des conditions de fonctionnement extrêmes et des tests non destructifs à haute température.

Propriétés	Bismuth titane	Lead Meta Niobate
Cte Diélectrique	140	800
K33	0.15	0.47
K_T	0.23	0.43
K31	0.025	0.19
D33 (pC/N)	18	200
|D31| (pC/ N)	2	43
G33 (mV.m/N)	15	25
|G31| (mV.m/N)	1.6	6
T_{Curie} °C	>600	300
Impédance Acoustique	28	19

Tableau 2 : Comparaison des propriétés piézo-électriques du BT au PMN

III- Les polymères

Les polymères ou les copolymères comme respectivement le poly-Vinyl-DiFluoridene ou PVDF et le P(VDF-TrFE) partiellement cristallisés peuvent permettre l'obtention de matériaux plus compliants et mécaniquement adaptés aux grandes déformations. Le PVDF est le plus connu de cette famille. Comme les PZT précédemment, les chaines de polymères s'orientent lorsqu'on leurs applique un champ électrique.

IV- Les mono cristaux ferroélectriques:

La famille des PZT surclasse les autres matériaux piézoélectriques classiques (Quartz, Langasites…) par ses propriétés piézoélectriques. Néanmoins depuis quelques années nous avons assisté à l'émergence de nouveaux matériaux aux propriétés remarquables. Ces matériaux sont constitués de monocristaux ferroélectriques de type pérovskites.

Ces matériaux sont apparus dans les années 2000, Ils sont totalement transparent et coutent relativement cher. Les deux principaux types de matériaux sont :

Figure 1 : photo de deux mono-cristaux. On remarque bien que ces derniers sont tout à fait transparents

- Lead magnesium niobate / lead titanate (PMN-PT)

- Lithium niobate (LiNbO3)
- Gallium phosphate ($GaPO_4$)

Propriété	Unité	Film PVDF	PZT ($PbZrTiO_3$)	$BaTiO_3$	PMN-32%PT
Densité	Kg/m^3	1780	7500	5700	8000
Permittivité Relative	$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}$	12	1200	1700	
D31	$10^{-12}C/N$	23	110	78	1000
G31	$10^{-3}Vm/N$	216	10	5	100
K31	à 1Khz	0.12	0.30	0.21	0.51
Module de Yong	GPa	3	60	110	
Impédance Acoustique	$10^6kg/m^2s$	2.7	30	30	30

Tableau 3 : Récapitulatif et comparaison entre les grandes différentes familles de matériaux piézo-électriques

Piézoélectricité :

Un matériau piezoélectrique soumis à une force mécanique va générer un déplacement de porteurs qui se traduit par la création d'un champ électrique proportionnel à la contrainte appliquée. Le phénomène étant totalement réversible, le matériau pourra se déformer si on lui applique un champ électrique. Ainsi, si E représente le champ électrique, D le déplacement électrique, T la contrainte mécanique et S la déformation, alors les deux équations générales décrivant le phénomène piézoélectrique sont :

$$D = dT + \varepsilon^T E$$

$$S = s^E T + dE$$

Il faut noter que ces équations ne sont valables que pour une température constante.
Le coefficient de couplage d est une matrice qui exprime la dépendance de la déformation suivant un axe donné au champ électrique appliqué. On n'utilise généralement que d33, d31 et d15. La matrice s représente les coefficients élastiques du matériau et ε sa permittivité.
Comme il a été dit précédemment les équations constitutives de la piézoélectricité décrivent un comportement réversible ; les deux cas d'étude sont donc à dissocier.

Utilisation en tant qu'actionneur :

L'équation générale de la piézo-électricité peut être réécrite sous la notation matricielle :

$$S_j = d_{ij}E_i + S_{kj}^E T_k$$

Ainsi si un champ électrique est appliqué par exemple suivant l'axe z, une série de déformations (Cf. figure 2) s'en suit :

- (1) Une déformation normale : $S_3 = d_{33}E_3 + S_{3_0}$ $\Delta T = d_{33}V$
- (2) Une déformation transversale : $\frac{\Delta L}{L} = \frac{d_{31}V}{T}$
- (3) Une déformation de cisaillement : $\Delta X = d_{15}V$

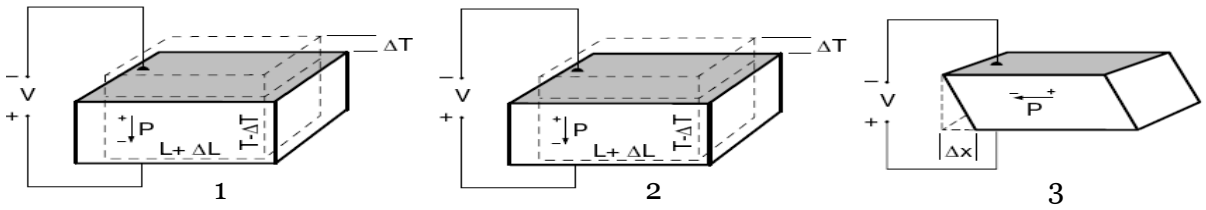


Figure 2 : Matériau piézo-électrique de forme cubique sous l'effet d'un champ électrique.

Le tauxde conversion de l'énergie électrique fournie en énergie mécanique développée n'est pas total, un coefficient de rendement électromécanique est donc introduit. Cette constante est définie comme suit :

$$k^2 = \frac{E_{electrique}}{E_{mecanique}}$$

Actionnement en tant que générateur :

En reconsidérant l'équation ($S_3 = d_{33}E_3 + S_{3_0}$) et en remplacant la déformation S_{3_0}par la force qui l'a générée, on obtient la relation suivante :

$$S_3(F) = d_{33}E_3 - \frac{s_{33}F}{LW}$$

Cette dernière nous permet de calculer la déformation libre suivant z pour une force nulle :

$$\delta_f = d_{33}V$$

Et la force bloquante suivant z qui exprime le maximum de force qu'on doit imposer pour garder une déformation nulle issue du matériau.

$$F_b = \frac{d_{33}V_3LW}{T.s_{33}}$$

Ce qui peut être représenté dans la figure suivante par le graphe de courbes suivantes :

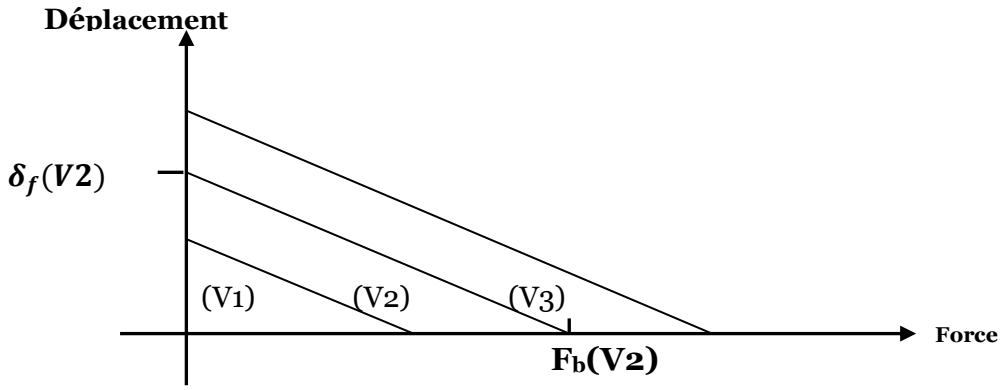


Figure 3 : Relation entre la force appliquée et le déplacement généré. Le point de fonctionnement pour une application normale peut se trouver pour une tension V n'importe où entre $\mathbf{F_b}$ et $\boldsymbol{\delta_f}$. $V_1 < V_2 < V_3$

Reprenons maintenant la même géométrie que dans le cas précédant. L 'application d'une force suivant l'un des axes va induire donc une accumulation de charge Q et une tension V.

L'axe 3

$$Q = CV = F.d_{33}$$

$$V = F.g_{33}.\frac{T}{L.W}$$

L'axe 2

$$\frac{Q}{L} = F.\frac{d_{31}}{T}$$

$$V = \frac{F.g_{31}}{W}$$

L'axe 15

$$Q = F.d_{15}$$

$$V = \frac{F.g_{15}T}{WL}$$

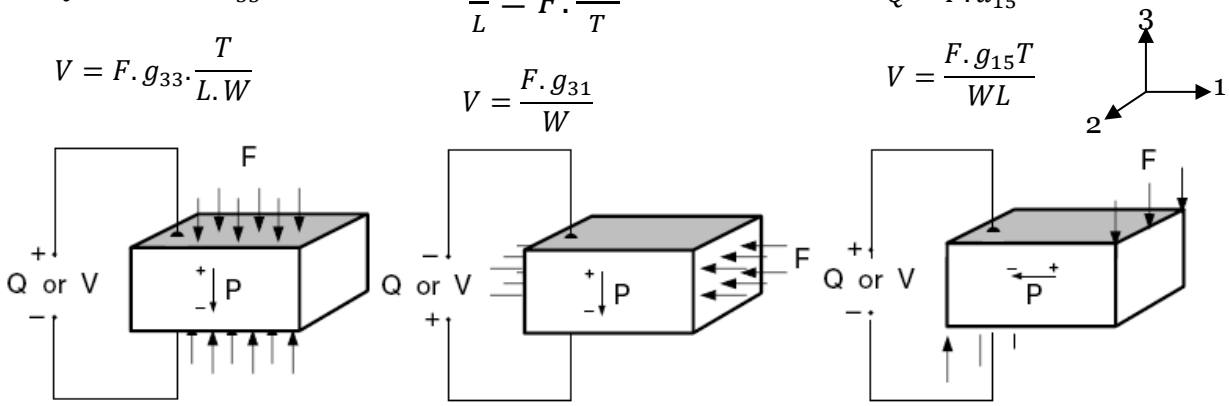


Figure 4 : Matériau piézo-électrique de forme cubique sous l'effet d'une force normale

Nous avons classé par géométrie toutes les relations fondamentales dans le tableau 1. Un programme Matlab a ensuite était développé afin de calculer automatiquement les différents paramètres dont nous avions besoin en fonction de la nature du matériau piézo-électrique et de la géométrie désirée. Ainsi nous pouvons par exemple créer et dimensionner un PWAS pour qu'il puisse atteindre des spécifications en fréquence ou en tension d'alimentation.

Tableau des principaux paramètres de transduction électromécanique des matériaux piézoélectriques

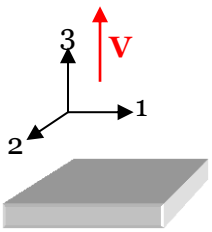
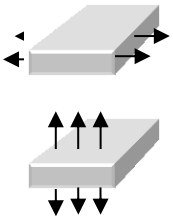
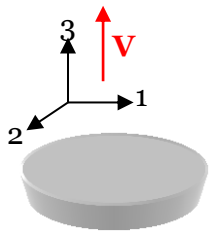
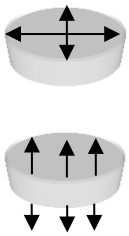
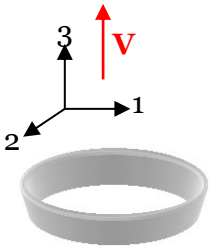
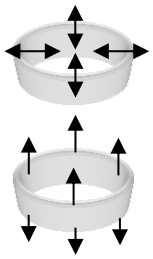
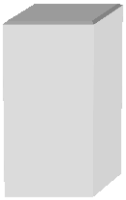
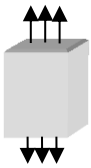
Géométrie	Mode de vibration	Constante de fréquence	Capacitance	Déplacement statique	Génération statique
Plateau					
		En longueur $N_l = f_r l$ En épaisseur $N_E = f_r h$	$C_s = \frac{K_{33}^T \varepsilon_0 l W}{h}$	$\Delta l = \frac{d_{31} V l}{h}$ $\Delta w = \frac{d_{31} V w}{h}$ $\Delta h = d_{33} V$	$V = \frac{g_{31} F_1}{l}$ $V = \frac{g_{31} F_2}{w}$ $V = \frac{g_{33} F_3 h}{l w}$
Disque					
		Radial $N_R = 2 f_r r$ En épaisseur $N_E = f_r h$	$C_s = \frac{K_{33}^T \varepsilon_0 \pi r^2}{h}$	$\Delta r = \frac{2 d_{31} V r}{h}$ $\Delta h = d_{33} V$	$V = \frac{g_{31} F_r}{2\pi r}$ $V = \frac{g_{33} F_3 h}{\pi r^2}$
Anneau					
		Radial $N_R = f_r(OD - ID)$ En épaisseur $N_E = f_r h$	$C_s = \frac{K_{33}^T \varepsilon_0 \pi (OD^2 - ID^2)}{4h}$	$\Delta r = \frac{d_{31} V (OD - ID)}{2h}$ $\Delta h = d_{33} V$	$V = \frac{g_{31} F_r}{2\pi (O - I)}$ $V = \frac{4 g_{33} F_3 h}{\pi (O^2 - I^2)}$
Barreau					
		Axial $N_{Axial} = f_r l$	$C_s = \frac{K_{33}^T \varepsilon_0 h W}{l}$	$\Delta l = d_{33} V$	$V = \frac{g_{33} F_3 l}{w h}$ $V = \frac{g_{31} F_1}{w}$ $V = \frac{g_{31} F_2}{w}$
Tube plein					
		Axial $N_{Axial} = f_r l$	$C_s = \frac{K_{33}^T \varepsilon_0 \pi r^2}{4l}$	$\Delta l = d_{33} V$	$V = \frac{g_{33} F_3 l}{\pi r^2}$ $V = \frac{g_{31} F_r}{2\pi r}$

Tableau 4 : Récapitulatif des équations fondamentales de la piézo-électricité pour différentes géométries

Résumé

Dans une aviation où la sécurité des vols est au cœur des préoccupations des constructeurs, le contrôle de santé des structures est l'un des nouveaux pôles majeurs de recherche et développement engagé par la communauté aéronautique depuis ces dix dernières années. Un système SHM (structural Heath monitoring) intégré aux structures avioniques (tels que le sont déjà les systèmes de monitoring des moteurs) permettrait de :

- rendre l'aviation plus sûre et éviterait certains des accidents aériens ;
- réduire les coûts de maintenance ;
- alléger, à terme, le poids total car cela permettrait de d'éviter les sur-renforcements structuraux actuels.

Le travail développé durant cette thèse, dans le cadre d'un projet industriel, concerne le développement de solutions exploitant l'utilisation de nœuds piezoélectriques au sein de microsystèmes reconfigurables dédiés à la détection de défauts dans des éléments de structure d'avion.
L'exploitation de données issues de la génération/capture d'ondes de Lamb ainsi que des techniques se basant sur l'étude de l'impédance électromécanique du capteur ont été développées et étudiées sur différents types de défauts identifiés tels que cracks, corrosion, délaminages etc...

La méthode proposée repose sur la comparaison et l'évolution dans le temps de signatures de réseaux de capteurs utilisant l'effet piezoélectrique et placés sur des éléments choisis de structures avions. L'interface capteur-matériau a été spécialement étudiée afin de garantir le couplage le plus efficace possible. Les techniques de « monitoring » ainsi développées ont été testées sur des structures aéronautiques métalliques et des structures en matériaux composites simples/sandwichs extraites d'avions Airbus et ATR.

Différentes solutions d'intégration de ces capteurs et nœuds ont été passées en revue et une démarche a été proposée, allant de l'architecture des effecteurs au conditionnement et à la transmission des signaux et informations d'intéret. Une nouvelle vision de l'électronique de détection de défauts, permettant de développer une instrumentation « universelle » de capteurs à travers une combinaison de circuits numériques/analogiques reconfigurables à entrées/sorties versatiles, a été implémentée et testée avec succès.

Mot(s)-clé(s) :
Structures aéronautique- avionique modulaire - capteurs piézoélectriques - corrosions - cracks - défauts- délaminages - fatigue structurelle - impédance électromécanique - matériaux composites - microsystèmes reconfigurables - ondes de Lamb - suivi de santé de structures- triangulation.

Abstract

Structural health monitoring (SHM) is certainly one of the key technologies required to provide the safety and the reliability of future aviation. Based on non-destructive testing, current on the ground periodical structural integrity inspections showed their limit as evidenced by the Columbia tragedy. For the time being, structural health monitoring technology has reached a good technology readiness level (TRL). However, the integration of these solutions into future aerospace vehicle will require advanced and innovative system architecture. Further, improved SHM techniques and alleged assessment algorithm will be necessary to ensure an embedded integration, as well as to fully exploit their sensing capability.

For now, most of high critical embedded systems are based on federate architectures, where each calculator is dedicated to a specific function and to a unique kind of sensor. By consequence, the integration on the field of conventional SHM solutions is highly difficult due to the scale and the weight of the global electronics systems.

Based on a fully reconfigurable micro-system, I propose in this thesis, a novel SHM approach that combines into a unique System on Chip:

- Sensors instrumentation and interfacing using reconfigurable analog circuits
- Signal management and conditioning using reconfigurable digital electronics
- Heath diagnostic assessment algorithms using an embedded CPU

Based on elastic guided waves and electromechanical impedance analysis, the presented solution is capable through piezoelectric sensors to detect different kinds of abnormal events such as impacts. Moreover, using advanced wavelet transform and signature comparison algorithms, the system is also capable to detect mechanical damages such as corrosion, cracks or delaminations ; no matter if the probed structure is in simple composite, honeycomb composite or metallic alloy. The feasibility was proven using multiples specimens directly extracted from Airbus and ATR airplanes.

To cover large areas, the system is fully scalable and accepts a hardware upgrade through multiple communication ports and protocols. Moreover, the versatility of inputs/outputs interface allows the exploitation of multiple sensors in order to locate and triangulate flaws.

keywords :
Structural health monitoring - modular avionics - piezoelectric sensors - corrosion - cracks - defaults- delaminations - structural fatigue - electromechanical impedance - composites - reconfigurable microsystems - Lamb waves – triangulation.