



HAL
open science

Contribution à l'optimisation du contrôle santé intégré par ondes de Lamb : application à la surveillance de structures aéronautiques

Sébastien Grondel

► **To cite this version:**

Sébastien Grondel. Contribution à l'optimisation du contrôle santé intégré par ondes de Lamb : application à la surveillance de structures aéronautiques. Electronique. Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis, 2000. Français. NNT : 2000VALE0030 . hal-00159072

HAL Id: hal-00159072

<https://hal.science/hal-00159072>

Submitted on 22 Nov 2021

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

THESE

Présentée à

**L'Université de Valenciennes
et du Hainaut Cambrésis**

Pour obtenir le grade de

Docteur de l'Université

spécialité : **ELECTRONIQUE**

par

Sébastien GRONDEL

***CONTRIBUTION A L'OPTIMISATION DU CONTROLE
SANTE INTEGRE PAR ONDES DE LAMB.
APPLICATION A LA SURVEILLANCE DE
STRUCTURES AERONAUTIQUES***

Date de soutenance : le 21 Décembre 2000

Devant la commission d'examen :

Rapporteurs

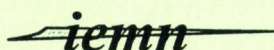
J.L. IZBICKI Professeur, Université du Havre
J.C. DEBUS Professeur, Université d'Amiens

Examineurs

J.J. GAGNEPAIN Professeur, Université de Besançon
J.P. DUPUIS Ingénieur, EADS CCR, Suresnes
C. BRUNEEL Professeur, Université de Valenciennes

Directeurs de thèse

C. DELEBARRE Professeur, Université de Valenciennes
J. ASSAAD Professeur, Université de Valenciennes



N° d'ordre : 0034

THESE

Présentée à

**L'Université de Valenciennes
et du Hainaut Cambrésis**

Pour obtenir le grade de

Docteur de l'Université

spécialité : **ELECTRONIQUE**

par

Sébastien GRONDEL

***CONTRIBUTION A L'OPTIMISATION DU CONTROLE
SANTE INTEGRE PAR ONDES DE LAMB.
APPLICATION A LA SURVEILLANCE DE
STRUCTURES AERONAUTIQUES***

Date de soutenance : le 21 Décembre 2000

Devant la commission d'examen :

Rapporteurs

J.L. IZBICKI Professeur, Université du Havre
J.C. DEBUS Professeur, Université d'Amiens

Examineurs

J.J. GAGNEPAIN Professeur, Université de Besançon
J.P. DUPUIS Ingénieur, EADS CCR, Suresnes
C. BRUNEEL Professeur, Université de Valenciennes

Directeurs de thèse

C. DELEBARRE Professeur, Université de Valenciennes
J. ASSAAD Professeur, Université de Valenciennes



Institut d'Electronique et de Micro-Electronique du Nord
Département O.A.E. 59313 Valenciennes

REMERCIEMENTS

Cette thèse a été réalisée au sein du département d'Opto-Acousto-Electronique de l'Institut d'Electronique et de Microélectronique du Nord, département dirigé successivement par MM. Gazalet et Ourak que je tiens à remercier pour leur accueil.

Ces travaux de recherche sont le fruit d'une collaboration scientifique entre l'OAE/IEMN du Nord et différents partenaires européens.

En me confiant ce travail, mon directeur de thèse M. Delebarre m'a permis de m'investir dans un axe de recherche passionnant, il m'a guidé dans mes travaux et m'a donné la possibilité de confronter mes idées de recherches avec différents partenaires, aussi bien industriels qu'universitaires. Je le remercie donc de cette opportunité, ainsi, que de son soutien durant ces trois années.

Je tiens également à remercier mon co-directeur de thèse, M. Assaad, pour ses conseils scientifiques précieux, pour sa disponibilité et pour la confiance et l'aide qu'il m'a témoigné durant ces travaux.

Je remercie très chaleureusement MM. Izbicki et Debus pour l'intérêt qu'ils ont bien voulu porter à mon travail en tant que rapporteurs. J'exprime ma gratitude à MM. Dupuis, Gagnepain et Bruneel d'avoir accepté d'examiner mon travail.

Je remercie également toutes les personnes du laboratoire, ayant participé de près ou de loin à ce travail.

Enfin, je remercie vivement Elsa pour son soutien et ses conseils avisés durant la rédaction de ce manuscrit.

Sommaire

<i>Introduction :</i>	p 1
<i>Chapitre I : les voies d'optimisation du contrôle santé intégré</i>	p 3
1. Evolution du contrôle santé des structures aéronautiques	p 3
1.1. Estimation des limites de la maintenance actuelle des avions	p 3
1.2. Nécessité et bénéfice d'un contrôle santé intégré	p 4
1.3. L'émergence de nouvelles technologies au service du contrôle santé intégré	p 5
1.3.1. Evolution et choix des capteurs	p 6
1.3.2. Evaluation des méthodes d'investigation intégrées	p 7
1.3.3. Méthodes récentes de traitement du signal et de traitement de l'information	p 11
2. Présentation des voies d'optimisation d'un système de contrôle santé basé sur la propagation d'ondes guidées	p 12
2.1. Développement d'un système de contrôle santé à double fonctionnalité	p 12
2.2. Diagnostic actif	p 14
2.2.1. Définition et rappels sur les ondes de Lamb	p 14
2.2.2. Historique sur la propagation des ondes de Lamb dans des plaques	p 15
2.2.3. Conditions requises pour l'utilisation optimale des ondes de Lamb pour le contrôle santé intégré	p 24
2.3. Diagnostic passif	p 27
2.3.1. Le phénomène d'émission acoustique dans les matériaux	p 27
2.3.2. Localisation et caractérisation de la source à partir de l'analyse du signal d'émission acoustique	p 27
2.3.3. Optimisation de cette technique pour la détection d'impacts basses vitesses	p 29
3. Conclusion	p 29

<i>Chapitre II : les méthodes de mesure de vitesse</i>	p 31
1. Introduction	p 31
2. Description des méthodes de mesures de vitesses	p 32
2.1. Vitesse de phase et vitesse de groupe	p 32
2.2. Mesures de vitesses de phase	p 33
2.2.1. Utilisation du spectre d'énergie pour la mesure de vitesses de phase	p 33
2.2.2. Mesure de vitesses de phase par la double transformée de Fourier	p 41
2.3. Mesures de vitesses de groupe	p 45
2.3.1. Détermination des vitesses de groupe par intercorrélacion	p 45
2.3.2. Développement de méthodes temps-fréquence pour la mesure de vitesse de groupe	p 50
3. Conclusion générale	p 57
<i>Chapitre III : Etude de faisabilité du contrôle santé intégré développé</i>	p 58
1. Introduction	p 58
2. Contrôle de fissures sur des structures métalliques	p 58
2.1. Introduction	p 58
2.2. Présentation des structures métalliques testées	p 59
2.3. Résultats expérimentaux	p 59
2.3.1. Analyse des résultats par rayons X	p 60
2.3.2. Analyse par ondes de Lamb	p 61
2.3.3. Emission Acoustique	p 69
2.4. Conclusion	p 74

3. Surveillance de structures composites	p 75
3.1. Vérification sur un modèle réduit et simplifié d'aile d'avion	p 75
3.1.1. Présentation des tests	p 75
3.1.2. Instrumentation de la plaque	p 77
3.1.3. Résultats expérimentaux	p 77
3.1.4. Conclusion	p 84
3.2. Application du contrôle santé intégré développé sur une partie d'aile d'avion	p 85
3.2.1. Description de la structure	p 85
3.2.2. Instrumentation de la plaque	p 85
3.2.3. Application à la détection d'impacts basses vitesses	p 89
3.2.4. Conclusion	p 95
4. Conclusion générale	p 95
<i>Chapitre IV : Essai d'optimisation du système de surveillance</i>	p 96
1. Introduction	p 96
2. Présentation des outils de modélisation	p 96
2.1. Les méthodes de modélisation : leurs avantages, leurs inconvénients	p 96
2.2. Description de la méthode couplée (éléments finis - modes normaux)	p 99
3. Application à la surveillance de plaques composites de symétrie orthotrope	p 103
3.1. Etude préliminaire	p 103
3.2. Recherche sur la génération optimisée du mode A_0	p 105
3.2.1. Etude théorique	p 105
3.2.2. Etude expérimentale	p 108
3.2.3. Application à la détection d'un défaut occasionné lors d'impacts	p 113
4. Conclusion générale	p 116

Conclusion :

p 118

Références :

p 120

Annexes :

p 130

Introduction

Depuis cinq ans, un nouvel axe de recherche est développé dans le département OAE (Opto Acousto Electronique) de l'IEMN (Institut d'Electronique et de Micro - Electronique du Nord), il concerne la mise au point d'un système de surveillance intégré pour l'inspection de structures aéronautiques.

Le système choisi pour réaliser ce "contrôle santé intégré" repose sur l'excitation et la réception d'ultrasons le long de la structure, par l'intermédiaire de transducteurs piézoélectriques fonctionnant en émetteur - récepteur. Les ondes ultrasonores générées sont appelées "ondes de Lamb". L'interaction de ces ondes avec les défauts internes de la structure doit permettre d'identifier et de localiser l'apparition de la détérioration.

Avant de détailler le plan de cette thèse, il est important de rappeler les recherches, qui en sont à l'origine. Dès 1993, Thierry Demol¹ et Pierrick Blanquet² ont, en effet, initié la réalisation de ce système de surveillance. Le premier s'est fixé comme objectif le développement des transducteurs piézoélectriques multi-éléments collés en surface, pour générer et recevoir les ondes de Lamb dans des structures composites. Le second s'est orienté sur les possibilités d'intégration d'un tel système au sein du matériau. Suite à ces premières recherches, la faisabilité d'un système de surveillance collé en surface ou intégré à la structure a été vérifiée. En outre, leurs travaux ont mis en évidence les différents points, sur lesquels les recherches devaient être orientées.

Celles-ci affichent trois grandes directions :

La première direction a pour objet le développement d'un outil de modélisation, qui permettrait de prévoir les ondes de Lamb générées, en fonction des paramètres du transducteur et de la structure. Une thèse, effectuée par Emmanuel Moulin³, vient d'être terminée : elle concerne la génération des ondes de Lamb dans des plaques composites de type isotrope transverse.

Le second objectif est de s'assurer que, l'intégration mécanique de capteurs piézoélectriques au sein de la structure, ne risque pas d'engendrer sa dégradation précoce. C'est pourquoi, des travaux⁴, concernant la fatigue de structures composites intégrant des éléments piézo-électriques, sont réalisés en partenariat avec le FFA (institut aéronautique de recherche de Suède).

Développer ce système afin de surveiller les différentes parties d'un avion, comme par exemple, le radôme⁵, d'une part, le fuselage et les ailes, d'autre part, est le dernier axe de recherche.

Ces recherches sont effectuées dans le cadre de contrats nationaux ^a et européens. On peut citer comme exemple le programme de recherche européen BRITE EURAM MONITOR ^b, qui a permis qu'un grand nombre d'essais soient réalisés dans le cadre de ce travail de thèse.

Cette thèse développe les premiers et derniers points, présentés ci-dessus. L'objectif est d'essayer d'optimiser le système de surveillance intégré, afin de rendre possible l'inspection de structures complexes.

Nous présenterons, dans un premier temps, le contrôle santé intégré dans sa globalité. Ensuite, notre attention portera sur le contrôle santé par ondes de Lamb. Nous énoncerons notamment les applications possibles de ce système, ainsi que les éventuelles optimisations qu'il nécessite, afin qu'au-delà de l'étude dans les laboratoires, il puisse enfin s'appliquer au domaine industriel.

De plus, nous exposerons, dans le second chapitre de cette étude, les raisons, qui nous ont conduit à utiliser des méthodes expérimentales de mesures de vitesses ⁶, dans les structures inspectées. En effet, les potentialités du contrôle santé intégré par ondes de Lamb étant intrinsèquement liées aux caractéristiques des ondes générées dans la structure, nous verrons qu'une inspection efficace exige la connaissance des vitesses de ces modes.

Nous évaluerons, au cours du troisième chapitre, les performances de ce système lorsqu'il est appliqué à la surveillance de structures aéronautiques. En particulier, nous présenterons les essais réalisés sur des structures métalliques rivetées ⁷ et sur une partie d'aile d'avion.

Enfin, une technique de modélisation sera utilisée dans le but de concevoir des transducteurs mieux adaptés à la génération des modes de Lamb. En outre, les résultats seront concrétisés sur une plaque composite de symétrie orthotrope.

^a Financement DGA pour l'étude radôme : (Partenaires : Thomson CSF Detexis, Université de Bordeaux et de Valenciennes, AIA Cuers, ONERA).

^b Monitoring ON-line Integrated Technologies for Operational Reliability : (Partenaires : British Aerospace, Université de Sheffield et de Valenciennes, Daimler Benz, ARTT, NLR, FFA, IOF, DERA, ALENIA, Aérospatiale).

Chapitre I

Les voies d'optimisation du contrôle santé intégré

1. Evolution du contrôle santé des structures aéronautiques

De nombreux systèmes industriels coûteux tels que les structures aéronautiques ou les ouvrages de génie civil (ponts, canalisation, etc...) nécessitent tout au long de leur cycle d'utilisation un contrôle fréquent et approfondi. C'est le cas en particulier dans le domaine des transports aériens. Comme la sécurité des personnes constitue le souci premier, une maintenance rigoureuse est exigée. Celle-ci peut s'avérer fastidieuse et lourde à mettre en place et les facteurs de coûts et de temps qui en résultent, sont importants. Aussi convient-il de savoir d'une part, si les techniques actuelles sont suffisantes et bien adaptées (fiabilité du contrôle), et d'autre part, s'il est possible de réduire les coûts qu'elles engendrent ou si d'autres solutions doivent et peuvent être envisagées.

1.1. Estimation des limites de la maintenance actuelle des avions

Parmi les méthodes d'inspection généralement utilisées, la plus classique est naturellement l'inspection visuelle. Elle s'applique principalement aux structures d'un accès facile, comportant un nombre limité de zones à risque et possédant une anomalie flagrante. Les limites d'une telle inspection pour des structures complexes et de large surface sont évidentes. En outre, dans la plupart des cas, un examen complémentaire local est nécessaire.

Pour cet examen plus détaillé de la structure, on recense de nombreuses techniques de contrôle non destructif (CND) disponibles^{3,8}. Les plus employées sont la radiographie⁹, l'holographie¹⁰, la thermographie¹¹, les courants de Foucault¹², la microscopie acoustique¹³ ainsi que différentes méthodes ultrasonores^{9,14}. A l'exception des méthodes ultrasonores, les techniques citées précédemment sont cependant plus ou moins bien adaptées à certains types de défauts. Aussi, l'utilisation conjointe de plusieurs d'entre elles sera-t-elle nécessaire pour contrôler le bon état de la pièce testée. De plus, bien que ces méthodes d'investigation s'avèrent performantes, leur emploi fréquent entraîne des inconvénients majeurs ; l'ensemble de ces techniques nécessite en effet l'immobilisation de l'appareil, parfois même le démontage de la pièce à tester et leur application locale rend le contrôle long et coûteux sur les structures de grande surface.

Ces coûts pourraient être réduits en utilisant des systèmes automatiques tels que des robots. Mais si une telle solution amoindrit les coûts relatifs à la main d'œuvre, il s'agit de savoir si le

coût de développement de tels robots engendre véritablement une économie. D'autre part, une telle solution ne réduit pas pour autant la durée de mise hors service de la structure.

Une autre possibilité de contrôle est basée sur la surveillance de l'état de charge de la structure par l'intermédiaire de jauges de contraintes. Ainsi, à partir de la séquence de chargement, la durée de vie estimée de la structure peut être calculée par l'intermédiaire de différentes approches analytiques telles que le comptage de cycles de Rainflow, les contraintes ou facteurs de concentration d'encoches, les règles d'accumulation de dommages, les courbes de fatigues (courbes S-N), les courbes de propagation des fissures, etc... Une variété des systèmes utilisés aujourd'hui est décrite en annexe ^{15,16}. Les limites de ce type de contrôle apparaissent clairement lorsqu'un événement se produit et endommage la structure. De plus, l'utilisation de jauges de contraintes dans un avion n'est pas appropriée en raison de leur dysfonctionnement en présence de champs électromagnétiques, de leur usure rapide dans un environnement sujet à la corrosion, et enfin de la complexité et de l'encombrement qu'entraîne leur connexion.

1.2. Nécessité et bénéfice d'un contrôle santé intégré

Ainsi, lorsque l'on dresse un premier bilan des méthodes actuelles de surveillance de l'avion, on peut constater :

- que les méthodes de contrôle non destructif employées, bien que performantes, restent généralement lourdes, difficiles à appliquer et demandent la présence d'un ou plusieurs opérateurs spécialisés. En outre, le nombre de contrôles augmentant de manière linéaire avec le nombre de zones critiques à inspecter, les coûts élevés qui en découlent, limitent généralement la fréquence des inspections. Enfin, la résolution spatiale obtenue est, en général, faible. Seule la présence d'anomalies dans le comportement global incite donc à poursuivre l'analyse avec plus de détails et de précision.
- que les critères basés sur la surveillance de l'état de charge de l'avion ne permettent quant à eux qu'une évaluation restrictive de la durée de vie des avions et ne remplacent en aucun cas une maintenance approfondie de l'appareil au sol.

Dès lors, il semble qu'il faille rechercher de nouvelles solutions pour aider à mieux gérer la fréquence des contrôles et permettre une utilisation plus sécurisée des structures vieillissantes.

Pour remédier à ces lacunes, de nombreuses études ^{17,18,19,20} ont été menées, ces dernières années, sur le développement d'un système de surveillance intégré à la structure. L'intégration directe des capteurs à la structure devrait permettre une surveillance permanente et automatique de celle-ci. On peut alors parler de "structure intelligente" ; la structure devenant capable de détecter ses propres défauts.

Un tel dispositif ferait fonction de "sonnette d'alarme", de préambule à une intervention au sol plus poussée. Il éviterait la multiplication des inspections inutiles. Le coût de la maintenance s'en trouverait donc considérablement réduit.

Les avantages d'un système de ce genre sont multiples et son intérêt va bien au delà de la réduction de coûts de la maintenance.

Il ne faut pas oublier que la durée de vie de la structure est considérablement réduite dès qu'il s'avère qu'elle est endommagée. Pour éviter l'apparition soudaine de fissures, on a l'habitude d'employer la structure sur une période bien plus courte que celle prévue lors de sa conception. Le contrôle santé intégré permettrait donc une utilisation plus complète, mieux sécurisée de la structure.

Le contrôle santé intégré présente un dernier avantage non négligeable. Il permettrait de répondre mieux au problème de l'endommagement des matériaux émergents, tels que les matériaux composites * à fibre de carbone (en anglais : carbon fibre reinforced polymers (CFRP)). Ces matériaux sont utilisés ^{21,22} de plus en plus fréquemment de nos jours en raison de leurs bonnes caractéristiques techniques (gain de masse, coûts réduits, insensibilité à la corrosion....) et permettent la conception de structures capables de répondre à tout type de chargement en service. Leur grande sensibilité aux impacts mécaniques oblige toutefois le constructeur à envisager un seuil critique faible pour ce qui est des contraintes mécaniques auxquelles ce matériau peut être soumis. Une meilleure détection de l'endommagement lors d'un impact aurait pour conséquence une meilleure utilisation du potentiel de ces matériaux nouveaux sans que ne soit compromis aucun niveau de sécurité.

1.3. L'émergence de nouvelles technologies au service du contrôle santé intégré

Le paragraphe précédent montre les avantages certains de l'emploi d'un contrôle santé intégré pour les structures aéronautiques. Néanmoins, la réalisation d'un système de contrôle santé intégré est assez complexe. Il convient donc d'étudier au préalable un certain nombre de points de son développement.

La réalisation d'un tel système demande:

- une étude approfondie du capteur utilisé, de son adaptabilité à la structure, de son bon fonctionnement en vol.

- une évaluation des méthodes d'inspection intégrées disponibles actuellement.

* Par définition, les matériaux composites résultent d'un arrangement de fibres de matériau résistant, le renfort, noyées dans un matériau à résistance plus faible, la matrice.

- une recherche sur les différents traitements qui peuvent être appliqués sur le signal du capteur. On distingue, dans un premier temps, le traitement du signal "pur" permettant d'extraire l'information utile puis, dans un second temps, l'algorithme d'interprétation, fournissant à l'utilisateur une donnée simple (signal d'alarme,...) en cas d'endommagement.

1.3.1. Evolution et choix des capteurs

Le premier point essentiel au bon développement d'un contrôle santé intégré concerne évidemment le choix du type de capteur utilisé. Il est important que celui-ci soit facilement adaptable à la structure et qu'en même temps cette intégration n'entraîne pas une dégradation des propriétés mécaniques de l'appareil. Les capteurs doivent en outre être capables de donner des mesures fiables et ce, malgré des conditions de vol difficiles (atterrissage, décollage...) et un environnement hostile (fortes variations de température, humidité...).

Parmi les capteurs usuels, les fibres optiques et les capteurs piézoélectriques, grâce à leur souplesse d'utilisation et leurs bonnes caractéristiques techniques, apparaissent comme ceux qui répondent le mieux à ces attentes.

a) Les fibres optiques

En comparant, les fibres optiques avec les capteurs de déplacements traditionnels, on s'aperçoit qu'elles présentent un grand nombre d'avantages. Citons tout d'abord leurs caractéristiques techniques, c'est à dire leur faible poids, leur petite taille, leur faible coût (aussi longtemps que l'on utilisera des fibres silicones), leur insensibilité aux champs électromagnétiques (orages), leur résistance à la corrosion et à la fatigue, leur faible consommation de puissance, leur grande sensibilité et enfin leur longue durée d'utilisation. De plus, elles peuvent être employées dans un nombre varié de configurations passives et sont compatibles avec la transmission et le traitement de données optiques. A partir d'une seule fibre une multitude d'informations peut être transmise.

De nombreuses applications ont démontré par ailleurs la capacité des capteurs à fibre optique à mesurer les déformations locales^{23,24} au sein du matériau ainsi que les vibrations^{25,26,27,28,29} résultant par exemple de l'impact d'un objet sur la structure. On en déduit donc qu'elles sont bien adaptées pour une surveillance continue d'un avion en vol.

Néanmoins, si l'adaptation des fibres optiques sur la surface de la structure ne pose pas de gros problèmes, il n'en est pas de même pour son intégration au sein du matériau. Il ressortait en effet des travaux de recherches menées au début des années quatre vingt dix que l'introduction de fibres optiques dans les matériaux composites provoquait une diminution de

la rigidité du matériau ainsi qu'une détérioration de la fibre optique. C'est pour cette raison que l'application industrielle des fibres optiques n'avait pas été envisagée pour un contrôle santé intégré. Cependant, des travaux récents^{30,31,32,33}, montrent que, sous certaines conditions, - liées au type de structure surveillée, au choix de la fibre optique utilisée, à sa position d'intégration - des propriétés mécaniques correctes peuvent être maintenues.

b) Les capteurs piézoélectriques

L'autre type de capteur promis à un bel avenir pour le contrôle santé intégré est le capteur piézoélectrique. Comme les fibres optiques, il a connu un certain nombre d'améliorations ces dernières années en terme de sensibilité, taille, fiabilité et coût.

Son champ d'application est très large puisque ce capteur (en raison de ses propriétés physiques) peut être utilisé aussi bien pour recevoir que pour générer un signal. En effet, son caractère piézoélectrique permet le couplage réciproque de champs électriques et de vibrations mécaniques. Il peut donc produire et détecter des ondes élastiques.

Les capteurs piézoélectriques sont traditionnellement employés pour contrôler les accélérations résultant de basses et hautes fréquences de vibrations. Ils peuvent également servir pour des mesures de variation d'impédance mécanique³⁴ de la structure hôte.

La configuration la plus usuelle est celle de la pastille piézoélectrique mince soudée à la structure (fixation par collage, un film d'indium ou d'or ou évaporation sous vide). L'effort actuel porte sur l'intégration^{4,35,36} des capteurs dans les structures composites. Les premiers résultats obtenus au niveau de l'intégrité de la structure, après insertion et sous différentes conditions de chargement sont encourageants. On ne peut donc qu'être optimiste quant à leur développement pour un contrôle santé intégré. Nous verrons au paragraphe 2., que c'est le type de capteur qui a été choisi dans cette étude.

1.3.2. Evaluation des méthodes d'investigation intégrées

Parmi les méthodes d'investigation exploitant les fibres optiques et les capteurs piézoélectriques, un petit nombre seulement peut être considéré comme techniquement au point pour permettre la surveillance intégrée de structures. Ce petit groupe inclut l'analyse modale, la génération d'ondes guidées (ultrasons), les mesures de déplacements, l'émission acoustique et la mesure d'impédance. En principe, ces techniques permettent la détection de l'endommagement par contrôle des caractéristiques de vibration, des variations de déformations, d'émission acoustique ou d'impédance mécanique de la structure inspectée. Les avantages et inconvénients inhérents à chacune de ces méthodes sont présentés ci-dessous.

a) L'analyse modale

Depuis ces dernières années, l'analyse modale^{37,38,39,40} est une méthode employée abondamment pour la détection de l'endommagement. Son principe repose sur l'étude des paramètres modaux (fréquence, amplitude...) de la structure et de leurs variations lors de l'apparition de défauts. Pour ce genre de mesure, des systèmes de pot vibrant sont généralement utilisés afin d'exciter la structure. Toutefois, d'autres types de systèmes sont développés, dont certains reposent sur l'emploi de capteurs piézoélectriques.

Deux grands inconvénients à l'emploi de cette technique demeurent cependant.

En premier lieu, cette méthode ne peut être utilisée que pour la détection de défauts relativement larges. En effet, en basse fréquence, les longueurs d'ondes des modes excités sont de l'ordre de quelques centimètres et ne permettent donc pas la détection de microfissures. Une possibilité pour accroître la sensibilité serait de travailler à de plus hautes fréquences mais nous verrons que, dans ce cas, d'autres méthodes lui sont préférées.

L'autre obstacle sérieux réside dans l'hypersensibilité des paramètres modaux de la structure aux conditions aux limites. Or, au cours de la période d'utilisation de l'avion, ces conditions sont amenées à évoluer : on observe notamment des variations de masse selon la quantité de kérozène restant dans les réservoirs des ailes d'avion ainsi que de nombreuses variations dans la rigidité de la structure dûes par exemple à la rétraction ou à la sortie des trains d'atterrissage.

b) La mesure de déformations locales

Une autre méthode d'investigation, très en vue actuellement, consiste à mesurer les déformations locales de la structure ayant des causes anormales : présence de défauts, concentration de contraintes, etc...

Pour ce type de mesure, on privilégie les systèmes à fibre optique. Il en existe de nombreuses variantes et on peut distinguer trois principes de bases :

- Le premier type de système, le plus simple d'un point de vue technique, repose sur le contrôle de l'intensité lumineuse⁴¹ transmise par les fibres. L'endommagement d'une des fibres aura pour conséquence d'entraîner une chute de cette intensité lumineuse.
- Par ailleurs, on se sert de plus en plus des fibres optiques à réseau de Bragg²³. Le paramètre de mesure choisi dans ce cas n'est plus l'intensité lumineuse, mais la longueur

d'onde de la lumière. Cette méthode a comme principal avantage de faciliter le multiplexage fréquentiel et donc de permettre la transmission par une seule fibre optique d'un grand nombre d'informations. On s'intéresse notamment aux différentes longueurs d'ondes transmises (analyse des raies noires) et réfléchies (analyse des raies brillantes) au sein d'une même fibre pour évaluer les déformations locales de la structure.

- Enfin, le dernier type de système fait intervenir les techniques interférométriques (Michelson ⁴², Fabri-Perot, Mach-Zender...). Le principe commun à l'ensemble de ces techniques est le suivant : un laser est utilisé pour transmettre en même temps un faisceau lumineux dans la fibre optique de référence et dans celle intégrée dans le matériau. Le contrôle de l'interférence en sortie de ces deux rayons donne des indications sur les perturbations créées au sein du matériau.

Ces techniques donnent des résultats très significatifs pour de petits volumes et offrent de nombreuses perspectives pour leur application dans des zones à risques bien connues, telles que le voisinage de rivets, de joints, ou de trous. En revanche, leur emploi pour la surveillance de grandes surfaces semble peu adapté puisque, dans ce cas, leur utilisation nécessite un grand nombre de capteurs.

c) La mesure d'impédance électromécanique

La technique d'inspection basée sur la mesure d'impédance électromécanique ³⁴ utilise tout comme l'analyse modale les changements dans la réponse dynamique de la structure pour identifier une éventuelle détérioration. Cependant, la méthode d'analyse est différente. Dans le cas de la mesure d'impédance, les fréquences excitées par le capteur piézoélectrique intégré dans la structure, sont beaucoup plus grandes (de l'ordre de quelques centaines de kilohertz) que celles ordinairement utilisées pour l'analyse modale. En effet, pour détecter une altération microscopique, il faut que la longueur d'onde d'excitation soit inférieure à la longueur caractéristique du défaut. Il va de soi qu'il est bien plus avantageux de trouver une détérioration lorsqu'elle est encore de nature microscopique que lorsqu'elle affecte déjà la rigidité mécanique de la structure.

L'analyse des variations d'impédance mécanique de la structure par l'intermédiaire d'un capteur piézoélectrique présente de nombreux avantages pour la détection de défauts dans des zones sensibles. Cependant, cette méthode se limite à une évaluation locale de la structure et ne peut donc pas être employée pour l'inspection de surfaces très importantes.

d) L'émission acoustique

L'émission acoustique est un phénomène de création d'ondes élastiques transitoires résultant des microdéplacements à l'intérieur d'un matériau. Par extension, ce terme désigne également la discipline scientifique et technique utilisant ce phénomène.

A la différence des autres méthodes développées en Contrôle Non Destructif, l'émission acoustique ne peut être utilisée que lorsque la matière évolue, se déforme, se fissure, se rompt sous l'action d'une contrainte extérieure (force, température, pression...). Les capteurs usuels pour enregistrer ces perturbations sont réalisés avec des éléments piézoélectriques. Il existe aussi certains systèmes fonctionnant avec des fibres optiques^{26,27}.

A partir des signaux enregistrés, l'émission acoustique fournit des informations sur la localisation de l'activité, l'importance événementielle des salves (signal provenant de la structure et dépassant le bruit de fond). Il est alors possible de fournir un diagnostic en temps réel de la structure.

Actuellement, cette méthode est sans doute considérée comme la plus efficace pour la détection et la localisation de dommages au sein de grandes structures métalliques. En revanche, les problèmes liés à son utilisation pour les structures composites, tels que l'amortissement du signal acoustique, la difficulté de localisation due à l'anisotropie du matériau et la complexité à évaluer la gravité des anomalies, mettent en évidence la nécessité de mener de nouvelles recherches⁴³ pour améliorer ses performances (voir paragraphe 2.3).

e) La génération d'ondes guidées

De nombreuses études ont porté ces dernières années^{44,45,46} sur la possibilité d'utiliser des ondes guidées pour l'inspection de grandes structures. L'avantage d'une telle technique serait, en principe, de pouvoir générer entre deux capteurs, de manière illimitée, des signaux préprogrammés qui contrôleraient l'intégrité de la structure entre ceux-ci. Contrairement aux techniques traditionnelles fondées sur les ultrasons, ce contrôle se ferait de manière globale et non locale. En effet, la propension de ces ondes à se propager, à la fois, dans l'épaisseur de la structure et sur de grandes distances, les rend particulièrement intéressantes pour le contrôle santé de grandes structures. De plus, leur emploi nécessite un minimum de capteurs.

Cependant, il s'avère nécessaire de mener une étude approfondie de la propagation de ces ondes et des modifications apportées par une altération, lorsque les structures inspectées sont plus complexes que les plaques habituellement testées. De plus amples détails sur l'emploi de cette méthode de contrôle seront donnés au paragraphe 2. et dans les chapitres suivants.

1.3.3. Méthodes récentes de traitement du signal et de traitement de l'information

Le troisième point essentiel pour le bon fonctionnement d'un contrôle santé intégré concerne le développement d'outils adaptés à l'extraction et au classement de l'information utile ; par information utile, on entend la détection d'une anomalie mais aussi son interprétation, c'est-à-dire la capacité de donner en plus une estimation de la position et de la sévérité de la détérioration, ainsi qu'une classification du type de défaut (fissure, délaminage, décollement, ...). Ainsi, pour surveiller en continu la structure et trouver les causes d'événements indésirables, il convient de se servir au mieux des informations disponibles, c'est à dire des données fournies par les divers capteurs.

Le traitement du signal constitue la première étape de cette procédure. Il doit permettre une analyse aussi fine que possible, en limitant les pertes d'information et la génération de fausses alarmes. Il s'agit d'extraire des signaux, des caractéristiques pertinentes sur l'intégrité de la structure et d'être capable d'analyser ces éléments afin de détecter les éventuelles anomalies. Ceci doit bien sûr fonctionner en préservant une robustesse suffisante par rapport aux bruits sur la structure, aux incertitudes sur la référence, mais aussi par rapport aux changements de modes de fonctionnement de la structure (décollage, atterrissage, au sol, en vol).

La méthode la plus utilisée en ingénierie pour l'extraction des caractéristiques d'un signal est le filtrage spectral (transformée de Fourier). L'analyse spectrale fournit la représentation de la distribution fréquentielle du signal et permet ainsi de contrôler tout changement intervenant dans la réponse fréquentielle de la structure. Néanmoins, ce type de représentation est limité pour le déchiffrement des signaux de contrôle non destructif, puisque l'information temporelle relative à l'apparition de la fréquence d'intérêt n'est pas directement accessible. Par conséquent, d'autres méthodes doivent être développées.

Parmi les méthodes récentes de traitement du signal, un intérêt croissant est porté aux analyses utilisant les représentations temps - fréquence et temps - échelle (ondelettes)^{47,48,49}. L'avantage des algorithmes basés sur ces transformées réside dans l'identification simplifiée de familles fréquentielles et temporelles du signal. Ces familles constituent les caractéristiques ou signatures des événements dynamiques mesurés et sont la clé d'une interprétation plus efficace et plus fiable du signal. Quelques exemples de ces traitements seront donnés dans les chapitres II, et III.

La seconde étape de cette procédure réside dans l'utilisation des méthodes de l'intelligence artificielle pour le traitement et le classement de l'information après extraction des caractéristiques. Ces méthodes sont pour leur part tournées vers la communication avec l'opérateur et se focalisent d'avantage sur la transformation d'un ensemble de données brutes

et non reliées entre elles, en une information directement interprétable par l'opérateur chargé de la conduite ; elles seront donc employées pour l'interprétation des alarmes. Ce point met en valeur une caractéristique importante de la surveillance, qui requiert le passage d'une information numérique (caractéristique du signal) à une information symbolique (signal d'alarme). De nombreuses études menées actuellement dans ce sens développent des systèmes de contrôle basés sur l'emploi de systèmes experts, de réseaux neuronaux^{49,50} et de la logique floue⁵¹.

2. Présentation des voies d'optimisation d'un système de contrôle santé basé sur la propagation d'ondes guidées

Après avoir présenté le contrôle santé intégré et les points essentiels à son bon développement, nous nous proposons dans cette deuxième partie, d'exposer le système de contrôle santé intégré, étudié et développé au laboratoire. Notre objectif n'est pas ici d'inventer de nouvelles méthodes d'investigation, mais plutôt de se servir du potentiel et de la complémentarité de deux d'entre elles, à savoir la technique d'émission acoustique et la génération d'ondes guidées afin de les adapter pour permettre leur utilisation optimale pour un contrôle santé intégré. Nous consacrerons donc notre étude à l'optimisation du fonctionnement du système de contrôle : c'est-à-dire, d'une part, à l'excitation et la réception des ondes guidées au sein du matériau, et d'autre part, au traitement de signal appliqué sur les capteurs pour la détection de défauts. Enfin, l'attention du lecteur est attirée sur le fait que la partie relative aux méthodes de l'intelligence artificielle (systèmes experts, réseaux neuronaux, ...) ne sera pas abordée, étant en dehors du champ de cette thèse.

2.1. Développement d'un système de contrôle santé à double fonctionnalité

Le système étudié au sein du laboratoire repose sur l'emploi de transducteurs piézoélectriques miniaturisés, collés ou intégrés à la structure. Il utilise la double fonctionnalité de ce type de capteur pour effectuer à la fois une surveillance passive et active de la structure.

On sous-entend par surveillance active, l'excitation et la réception d'ondes guidées le long de la structure par l'intermédiaire d'un réseau de transducteurs piézoélectriques fonctionnant en émetteur-récepteur [voir figure (I - 1)]. Les structures surveillées étant de faible épaisseur, les ondes guidées détectées sont également appelées "ondes de Lamb"; une définition plus approfondie est donnée au paragraphe 2.2.1. L'interaction de ces ondes transmises avec les défauts internes de la structure doit permettre d'identifier et de localiser l'apparition de la détérioration. En fait, le diagnostic santé est réalisé en comparant le signal reçu au moment du contrôle avec celui de référence préalablement obtenu lorsque la structure est vierge de

défauts. Ce diagnostic, dit "actif", peut être appliqué à intervalles plus ou moins fréquents selon les besoins de l'opérateur.

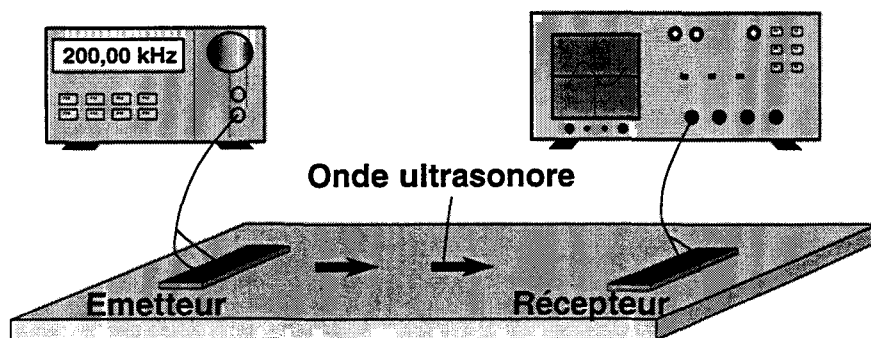


Figure (I - 1) : diagnostic actif.

Lorsque ce premier système de contrôle n'est pas activé, les capteurs sont utilisés en tant que récepteurs et permettent une veille permanente de la structure. Ils peuvent donc détecter ainsi tout événement générateur d'endommagement et compléter l'inspection effectuée en mode actif. Ce type de diagnostic, cette fois-ci dit "passif", s'apparente à la technique d'émission acoustique puisque les capteurs permettent le suivi de l'endommagement de la structure. Toutefois, l'application visée avec le diagnostic passif dans le cadre de ce travail se concentre uniquement sur le problème des impacts basse vitesse * sur les structures composites [figure (I - 2)], en raison de la grande sensibilité de ce matériau à ce type de sollicitation.

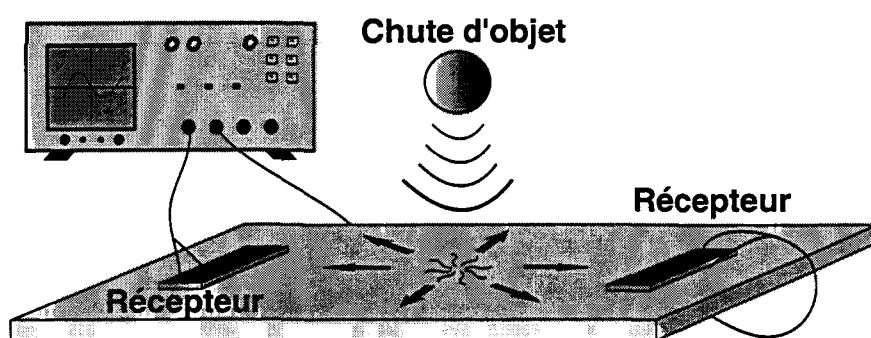


Figure (I - 2) : diagnostic passif.

L'intérêt d'un tel système a largement été démontré par le département Aéronautique et Astronautique de l'université de Standford ; Choi *et al* ⁵² étant parmi les premiers à travailler sur le développement d'un système de détection intégré à double fonctionnalité active et passive, pour l'inspection de structures soumises à des essais d'impacts. Par la suite, un certain

* L'impact basse vitesse couvre des situations telles que la chute d'outils sur la structure lors de la maintenance, tandis que les vitesses plus élevées sont associées à des situations comme le choc d'un oiseau sur une aile d'avion en vol.

nombre d'études^{1,17,53} ont repris ces travaux et proposé des utilisations optimisées de ce système. Toutefois, son application à des structures complexes n'a été que très peu abordée. C'est pourquoi, dans les paragraphes qui suivent, nous nous appliquons à décrire les champs d'optimisation que requiert ce système en vue d'une utilisation optimale pour la surveillance de structures réelles, telles que les ailes d'avions.

2.2. Diagnostic actif

Le diagnostic actif étant basé sur la propagation des ondes de Lamb, il convient, pour l'utiliser au mieux, de décrire, d'une part les caractéristiques de ce type d'onde dans une plaque libre, et de faire d'autre part un bref rappel historique sur les différentes études théoriques et expérimentales dont elles ont fait l'objet. Dans un deuxième temps, l'attention sera portée sur les problèmes qui peuvent être rencontrés lors de l'utilisation de ces ondes pour le contrôle santé intégré de larges structures, ainsi que sur les solutions envisagées pour les résoudre.

2.2.1. Définition et rappels sur les ondes de Lamb

Les ondes de Lamb sont, par définition, des ondes acoustiques guidées qui répondent aux caractéristiques suivantes : d'une part, elles se propagent dans des plaques ou structures planes solides dont l'épaisseur doit être de l'ordre de la longueur d'onde, d'autre part, leur champ de déplacement possède une composante selon la normale à la surface de la structure et une autre composante selon la direction de propagation.

Ces ondes diffèrent des ondes de volumes car elles interagissent de manière continue avec les surfaces du matériau dans lequel elles se propagent. Les ondes de Lamb s'interprètent en effet comme la combinaison des ondes de volume longitudinale et transversale par réflexions successives sur les surfaces libres. Le confinement de ces ondes à l'intérieur de la structure plane leur permet de se propager sur de longues distances, ce qui les rend très attrayantes, à l'inverse des techniques traditionnelles reposant sur l'emploi des ondes de volume, pour des inspections rapides de grandes étendues.

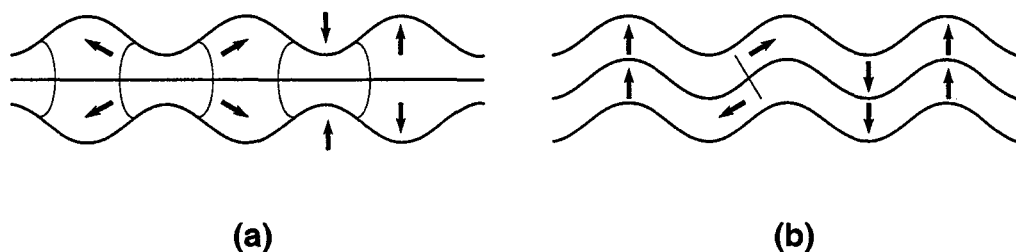
Toutefois, l'étude du comportement des ondes de Lamb dans un matériau n'est pas aussi aisée que l'étude du comportement des ondes de volume. En effet, en raison de leur constante interaction avec les limites supérieures et inférieures du matériau, la vitesse et le comportement de ces ondes dépendent de la fréquence. Elles sont donc de nature dispersive. De plus, il existe un nombre infini d'ondes guidées dans une structure finie, par contraste avec les trois ondes de volume (une longitudinale et deux transversales) dans un solide non borné. Pour être plus précis, les ondes de Lamb sont au nombre de deux aux basses fréquences, puis leur nombre croît rapidement au fur et à mesure qu'on monte en fréquence.

2.2.2. Historique sur la propagation des ondes de Lamb dans des plaques

a) modèles théoriques de propagation dans une plaque aux surfaces libres

-matériau monocouche

C'est au début du vingtième siècle que H. Lamb⁵⁴ fut le premier à résoudre le problème de la propagation d'ondes guidées dans une plaque isotrope placée dans le vide. Il démontra notamment que, dans le cas d'un matériau isotrope, les vibrations émises dans la plaque pouvaient être découplées en deux familles de modes, l'une symétrique (S_i , $i = 1$ à n) et l'autre antisymétrique (A_i , $i = 1$ à n). Cette dénomination indique que les champs de déplacement de ces deux familles de modes, appelées par la suite modes de Lamb, sont respectivement symétriques et antisymétriques par rapport au plan moyen de la plaque [figure(I - 3)].



**Figure (I - 3) : représentation schématique des deux types d'onde
(a) mode symétrique - (b) mode antisymétrique.**

Pour éviter toute confusion, il convient cependant de rappeler qu'un autre type d'onde guidée peut exister dans une plaque isotrope. Il s'agit de l'onde transversale polarisée horizontalement (SH_i , $i = 1$ à n) pour laquelle le champ de déplacement, contrairement à l'onde de Lamb, est perpendiculaire à la direction de propagation et à l'épaisseur de la structure.

Ces premiers travaux sur les ondes de Lamb ont été repris par la suite dans de nombreux ouvrages, parmi lesquels le livre de I.A. Viktorov⁵⁵. L'intérêt de son étude réside dans l'introduction d'un nouveau formalisme reposant sur la méthode des potentiels, qui permet de simplifier l'établissement des équations de propagation des ondes de Lamb. Cette méthode, considérée mathématiquement comme la plus simple à mettre en œuvre dans les matériaux isotropes, reste cependant inapplicable pour des matériaux à symétrie plus complexe.

Ainsi, ce n'est que bien plus tard que de nouvelles approches ont été développées pour le cas de matériaux anisotropes. On peut rappeler ici les travaux de Solie et Auld⁵⁶ sur les matériaux orthotropes, étendus par la suite au cas des matériaux d'anisotropie quelconque par A. H. Nayfeh et D. E. Chimenti⁵⁷. La méthode choisie dans ce cas pour déterminer la propagation des ondes, est la méthode dite de "superposition des ondes partielles".

Tous les détails nécessaires à l'application de cette méthode étant disponibles dans cette dernière référence, nous ne rappellerons que brièvement le principe du développement.

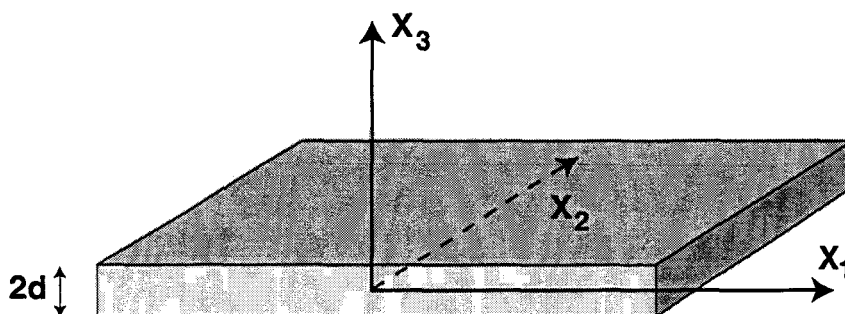


Figure (I - 4) : plaque anisotrope.

La plaque [figure(I - 4)] est, par hypothèse, supposée infinie, de demi-épaisseur d , et les ondes se propagent suivant x_1 . Le plan x_1, x_3 contenant la normale à la surface et la direction de propagation est, par définition, le plan sagittal.

Si le matériau étudié a une densité ρ et une matrice de rigidité C_{ijkl} ($i, j, k, l = 1$ à 3) (cas général d'un matériau anisotrope), alors en considérant, d'une part, l'équilibre d'un cube infinitésimal au sein de ce matériau et en appliquant d'autre part la loi de Hooke pour écrire les contraintes en fonction des déplacements (on suppose qu'on est dans le cas de petites déformations), on peut en déduire pour le champ de déplacement dans le guide d'onde, les équations différentielles suivantes ⁵⁸:

$$C_{ijkl} \frac{\partial^2 u_k}{\partial x_j \partial x_l} = \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} \quad i, j, k, l = 1 \text{ à } 3 \quad (\text{I - 1})$$

dans lesquelles u_1, u_2, u_3 représentent respectivement les composantes du champ de déplacement dans les trois directions x_1, x_2, x_3 et t correspond au temps.

Ces équations différentielles du mouvement sont appelées également équations d'ondes. Elles ont la propriété d'être linéaires, donc si elles possèdent plusieurs solutions distinctes, alors toute combinaison linéaire de ces solutions satisfera également ces équations.

Considérons par ailleurs, comme solutions des équations d'ondes, les ondes planes homogènes (ondes partielles) se propageant suivant la direction x_1 . Par hypothèse, le front d'onde de ces ondes est supposé infini dans la direction x_2 , leur comportement est donc indépendant de cette coordonnée, ce qui revient à écrire que l'opérateur dérivée seconde selon cette direction s'annule ($\partial/\partial x_2 = 0$).

Ainsi des solutions de la forme:

$$u_i = U_i \exp \left\{ -j\xi (x_1 + \alpha x_3 - ct) \right\}, i = 1, 2, 3 \quad (\text{I - 2})$$

peuvent être proposées pour les trois déplacements.

ξ et $\xi \alpha$ sont respectivement les projections du vecteur d'onde selon les directions x_1 et x_3 , c est définie par le rapport ω/ξ (vitesse de phase des ondes), et U_i est l'amplitude du déplacement.

En reportant ces solutions dans les équations d'ondes, on obtient alors le système matriciel suivant :

$$K_{ij}(\alpha) U_i = 0 \quad (\text{I - 3})$$

où les éléments K_{ij} dépendent des constantes de rigidité, de la densité, de la vitesse et de α . Leur expression est reportée en détail dans l'annexe A.

L'existence d'une solution non triviale pour les amplitudes U_i implique la nullité du déterminant de la matrice K_{ij} . Le système à résoudre est donc un problème aux valeurs propres fonction de α . Il conduit à une équation caractéristique du sixième degré dont les racines sont notées α_q , $q = 1$ à 6 . Ainsi, il nous est possible de conclure que, dans ce cas, six ondes partielles sont susceptibles de se propager dans le matériau.

Pour chacune d'elles, l'équation (I - 2) donne le champ de déplacement associé:

$$u_{i,q} = U_{i,q} \exp \left\{ -j\xi (x_1 + \alpha_q x_3 - ct) \right\}, i = 1, 2, 3 \text{ et } q = 1 \text{ à } 6. \quad (\text{I - 4})$$

Par la suite, l'application de la loi de Hooke permet de calculer les champs de contraintes pour chaque onde partielle :

$$\sigma_{ij,q} = \frac{1}{2} C_{ijkl} \left(\frac{\partial u_{k,q}}{\partial x_l} + \frac{\partial u_{l,q}}{\partial x_k} \right), i, j, k, l = 1 \text{ à } 3 \text{ et } q = 1 \text{ à } 6. \quad (\text{I - 5})$$

Les ondes de Lamb s'interprètent alors comme la combinaison linéaire de ces six ondes partielles. On peut en déduire simplement le champ acoustique de la plaque définissant les contraintes et déplacements en un point donné à partir de la relation suivante :

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} & D_{15} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} & D_{25} & D_{26} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} & D_{35} & D_{36} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ V_1 & V_2 & V_3 & V_4 & V_5 & V_6 \\ W_1 & W_2 & W_3 & W_4 & W_5 & W_6 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_{11} \exp(-j\xi\alpha_1 x_3) \\ U_{12} \exp(-j\xi\alpha_2 x_3) \\ U_{13} \exp(-j\xi\alpha_3 x_3) \\ U_{14} \exp(-j\xi\alpha_4 x_3) \\ U_{15} \exp(-j\xi\alpha_5 x_3) \\ U_{16} \exp(-j\xi\alpha_6 x_3) \end{pmatrix} \quad (\text{I - 6})$$

$$\text{où } V_q = (U_{2,q} / U_{1,q}) \text{ et } W_q = (U_{3,q} / U_{1,q}). \quad (\text{I - 7})$$

Les termes D_{1q} , D_{2q} , D_{3q} , ($q = 1 \text{ à } 6$) sont décrits dans l'annexe B.

Finalement, en tenant compte des conditions aux limites de surface libre en $x_3 = \pm d$ pour les contraintes σ_{13} et σ_{33} , il est possible de déterminer, pour chaque valeur de ω , les vecteurs d'ondes ξ et les vitesses de phase des ondes de Lamb se propageant dans la plaque. La forme des modes correspondants, à savoir la distribution des déplacements de ces modes selon l'épaisseur, se calcule alors simplement à partir de l'équation (I - 6).

La relation (I - 6) obtenue est valable pour tout matériau anisotrope, et il est important de souligner que le déplacement selon la direction normale au plan sagittal n'est, dans ce cas, a priori pas nul. C'est la conséquence directe de la symétrie du matériau : en effet, lors d'une propagation selon une direction de symétrie monoclinique ou anisotrope, il n'est plus possible de différencier les ondes de Lamb et les ondes transversales polarisées horizontalement. Ces modes sont alors "couplés". Toutefois, par abus de langage, nous désignerons dans notre travail les modes résultant de ce couplage par le terme "pseudo-modes de Lamb".

-Matériau multicouche

Très rapidement, en raison de l'utilisation croissante des matériaux composites en aéronautique, on s'est intéressé à l'extension des résultats obtenus par la méthode de superposition des ondes partielles pour le cas des matériaux multicouches. Si la base de départ repose sur la méthode des ondes partielles pour traiter le cas de chaque couche de manière individuelle, il convient cependant de développer un formalisme approprié pour traiter le problème complet.

Parmi les formalismes généralement utilisés pour résoudre ces problèmes de multicouche, on peut citer les deux principaux⁵⁹ : le premier repose sur la méthode de la matrice de transfert

introduite par Thompson⁶⁰ et Haskell⁶¹ et le second sur la méthode de la matrice globale développée par Knopoff⁶² et Randall⁶³.

La méthode de la matrice de transfert vise à simplifier l'étude du système multicouche par l'obtention, sous forme d'un système de six équations, de l'expression du champ acoustique sur la surface supérieure de la plaque en fonction du champ acoustique sur la surface inférieure. Ce formalisme utilise l'hypothèse d'adhérence parfaite entre les couches pour éliminer les équations correspondants aux interfaces intermédiaires. Il permet ainsi la détermination, en tenant compte des conditions de surface libre, des vecteurs d'ondes et des vitesses de phase des ondes de Lamb dans la plaque .

Toutefois, l'inconvénient majeur de cette méthode réside dans l'instabilité des solutions numériques obtenues lorsque la structure étudiée est constituée de couches de grandes épaisseurs et qu'en plus, on travaille dans un domaine haute fréquence. C'est pourquoi un certain nombre d'approches variées^{64,65,66} ont été réalisées depuis peu afin de traiter et résoudre ces problèmes de produits fréquence - épaisseur élevés de la méthode de la matrice de transfert.

Une autre possibilité consiste à utiliser la méthode de la matrice globale. Celle-ci s'avère, en effet, être plus stable pour le calcul de la propagation des ondes à des produits fréquence - épaisseur élevés. De plus, cette méthode a l'avantage d'employer le même formalisme pour des nombres d'ondes réels et complexes⁵⁹, ce qui permet l'intégration et le calcul plus aisé de perte d'énergie pour les ondes lorsque le milieu environnant à la structure est un liquide. Son principe est relativement simple, puisqu'il repose sur la construction d'une matrice regroupant l'ensemble des équations d'ondes de chaque couche. Néanmoins, son inconvénient principal découle du fait que la taille de la matrice globale obtenue croît rapidement avec le nombre de couches de la structure étudiée et rend alors le calcul numérique plus long qu'avec la méthode précédente.

Dans notre étude, il n'est à priori pas nécessaire pour l'instant de considérer ni le cas d'une structure immergée dans un liquide, ni des produits fréquence-épaisseur élevés (c.a.d, environ 10 MHz.mm pour les plaques métalliques⁵⁹ et 5 MHz.mm pour les plaques composites). Ainsi, pour une telle application, la méthode de la matrice de transfert qui est intuitive et relativement simple, est pleinement satisfaisante. C'est donc la méthode que nous privilégierons par la suite.

Le problème général du multicouche anisotrope ayant déjà été abordé par Nayfeh⁶⁷, et largement détaillé par Blanquet², son principe sera très succinctement rappelé ici.

Considérons la plaque présentée à la figure (I - 5), qui consiste en n couches orthotropes (matériau composite à fibres unidirectionnelles) solidement reliées entre elles et orientées

perpendiculairement à l'axe x_3 , (x_1, x_2, x_3) étant le repère cartésien de référence. Le plan $x_1 - x_2$ est choisi de manière à coïncider avec la surface inférieure de la plaque et est parallèle au plan de symétrie de chaque couche.

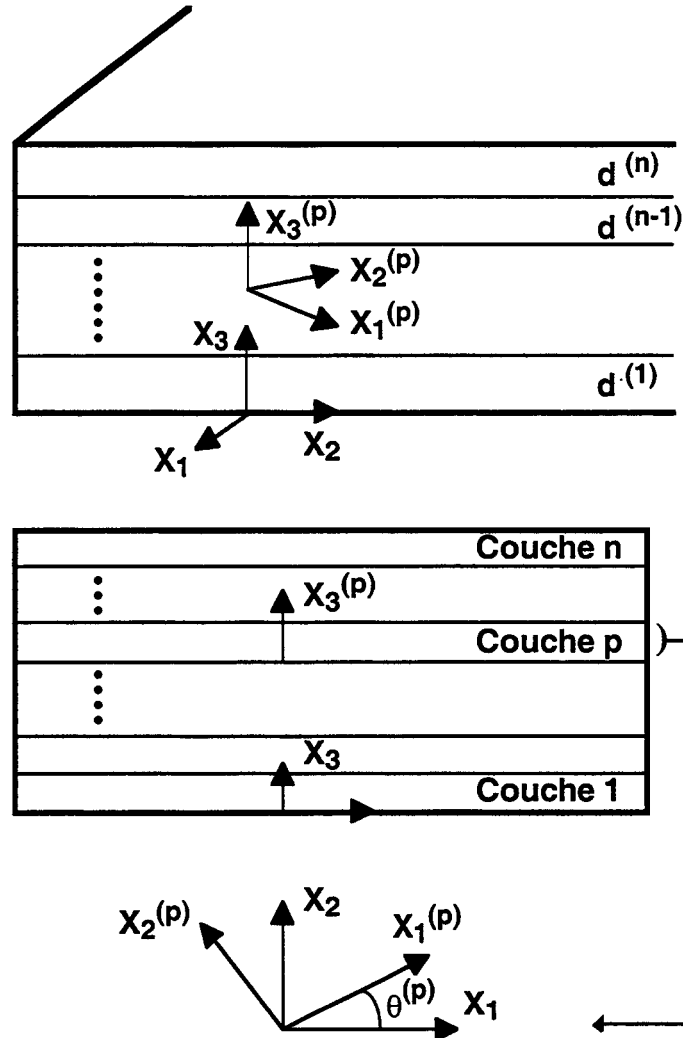


Figure (I - 5) : Description schématique de la plaque avec les différents axes.

Par hypothèse, chaque couche p d'épaisseur $d^{(p)}$ possède un plan de symétrie orthotrope défini dans le repère local $(x_1^{(p)}, x_2^{(p)}, x_3^{(p)})$: $x_1^{(p)}$ est choisi selon la direction des fibres et l'origine de ce repère est située à l'interface entre la couche p et la couche $p-1$. Par ailleurs, pour chaque couche, l'angle entre l'axe x_1 du repère de référence et l'axe $x_1^{(p)}$ de symétrie du matériau est indiqué par $\theta^{(p)}$.

Par la suite, la propagation des ondes harmoniques est supposée suivre la direction x_1 . Ainsi, afin de se placer dans la configuration du calcul, les valeurs des matrices de rigidité correspondant à chaque couche p sont exprimées dans le repère global (x_1, x_2, x_3) . Cela revient à opérer pour la matrice de rigidité une rotation autour de l'axe x_3 ($x_3^{(p)}$ étant confondu avec x_3) :

$$C_{ijkl}^{(p)} /_{(0,x_1,x_2,x_3)} = R_{im} R_{jn} R_{ko} R_{lp} C_{ijkl}^{(p)} /_{(0,x_1^{(p)},x_2^{(p)},x_3^{(p)})} \quad (I - 8)$$

où R correspond à la matrice de rotation élémentaire autour de l'axe x_3 d'un angle égal à $\theta^{(p)}$ et i, j, k, l, m, n, o, p sont des entiers variant de 1 à 3.

Une fois les matrices de rigidité des différentes couches décrites dans le repère de référence, nous pouvons, de la même manière qu'au paragraphe précédent, écrire le champ de déplacement de chaque couche sous la forme suivante:

$$u_i^{(p)} = U_i^{(p)} \exp\{-j\xi(x_1 + \alpha^{(p)}x_3 - ct)\}, i = 1, 2, 3 \quad (I - 9)$$

ξ et $\xi \alpha^{(p)}$ sont respectivement les projections du vecteur d'onde selon les directions x_1 et x_3 , c correspond à la vitesse de phase de l'onde dans la plaque et $U_i^{(p)}$ à l'amplitude du déplacement dans la couche p .

Puis, par un raisonnement identique, nous obtenons l'expression du champ acoustique correspondant à la couche p .

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33}^{(p)} \\ \sigma_{13}^{(p)} \\ \sigma_{23}^{(p)} \\ u_1^{(p)} \\ u_2^{(p)} \\ u_3^{(p)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{11}^{(p)} & D_{12}^{(p)} & D_{13}^{(p)} & D_{14}^{(p)} & D_{15}^{(p)} & D_{16}^{(p)} \\ D_{21}^{(p)} & D_{22}^{(p)} & D_{23}^{(p)} & D_{24}^{(p)} & D_{25}^{(p)} & D_{26}^{(p)} \\ D_{31}^{(p)} & D_{32}^{(p)} & D_{33}^{(p)} & D_{34}^{(p)} & D_{35}^{(p)} & D_{36}^{(p)} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ V_1^{(p)} & V_2^{(p)} & V_3^{(p)} & V_4^{(p)} & V_5^{(p)} & V_6^{(p)} \\ W_1^{(p)} & W_2^{(p)} & W_3^{(p)} & W_3^{(p)} & W_5^{(p)} & W_6^{(p)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_{11}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_1^{(p)}x_3) \\ U_{12}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_2^{(p)}x_3) \\ U_{13}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_3^{(p)}x_3) \\ U_{14}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_4^{(p)}x_3) \\ U_{15}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_5^{(p)}x_3) \\ U_{16}^{(p)} \exp(-j\xi\alpha_6^{(p)}x_3) \end{pmatrix} \quad (I - 10)$$

Le problème se résume alors à relier deux vecteurs de ce type en deux points distincts de la couche. Pour y parvenir, il suffit d'écrire la relation suivante aux limites supérieures et inférieures de la couche, et de remarquer que les amplitudes $U_{1q}^{(p)}$ ($q = 1$ à 4) sont constantes dans une même couche.

Ainsi, en appelant $F^{(p)}$ le vecteur d'état de la couche p, $A^{(p)}$ la matrice d'ordre 6 de la relation (I - 10), $I^{(p)}$ la matrice diagonale d'ordre 6 dont les termes non nuls sont égaux à $\exp(-\xi\alpha_q^{(p)}x_3)$ (q variant de 1 à 6) et $U^{(p)}$ le vecteur d'amplitudes, on obtient :

$$\begin{cases} F_{x_3=d^{(p)}}^{(p)} = A^{(p)} I_{x_3=d^{(p)}}^{(p)} U^{(p)} \\ F_{x_3=0^{(p)}}^{(p)} = A^{(p)} I_{x_3=0^{(p)}}^{(p)} U^{(p)} \end{cases} \quad (\text{I - 11})$$

L'élimination du terme constant $U^{(p)}$ donne :

$$F_{x_3=d^{(p)}}^{(p)} = \left(A^{(p)} I_{x_3=d^{(p)}}^{(p)} \left(A^{(p)} \right)^{-1} \right) F_{x_3=0^{(p)}}^{(p)} = T^{(p)} F_{x_3=0^{(p)}}^{(p)} \quad (\text{I - 12})$$

où $T^{(p)}$ est défini comme étant la matrice de transfert de la couche p.

Ensuite, partant de l'hypothèse que les contraintes et les déplacements sont continus à chaque interface entre couches (conditions d'adhérence parfaite), il devient possible de relier le champ acoustique sur la surface supérieure de la plaque en fonction du champ acoustique sur la surface inférieure par l'intermédiaire de la matrice de transfert globale T de la plaque.

$$F_{x_3=\sum_{p=1}^N d^{(p)}}^{(p)} = T^{(N)} T^{(N-1)} \dots T^{(1)} F_{x_3=0}^{(p)} = T F_{x_3=0}^{(p)} \quad (\text{I - 13})$$

Enfin, en appliquant les conditions aux limites de surfaces libres, l'équation (I - 13) conduit à l'obtention d'un déterminant dont les solutions donnent la vitesse de phase des modes de Lamb pour une fréquence fixée. Des exemples de calculs de ces vitesses sont donnés dans le chapitre II.

b) utilisation des ondes de Lamb pour le contrôle non destructif

Paradoxalement, malgré la découverte et le développement intensif de modèles de propagation des ondes de Lamb au début du siècle, l'utilisation de ces ondes pour un contrôle non destructif ne fut abordée pour la première fois qu'en 1957 par Worlton⁶⁸. Depuis, un certain nombre de travaux ont été réalisés concernant l'emploi des ondes de Lamb et, de manière plus générale, des ondes guidées pour le contrôle non destructif de structures.

De façon sommaire, on peut distinguer deux catégories d'applications pour ce type d'onde, celles-ci étant définies en fonction de la distance d'inspection.

-Applications locales

Premièrement, on a les applications dites locales. Les ondes de Lamb, dans ce cas, nous permettent d'obtenir des informations qu'on ne peut pas avoir avec des moyens conventionnels. Ce domaine inclut la détermination des propriétés élastiques des matériaux⁶⁹, la détection de délaminages proches de la surface⁷⁰, l'inspection d'interfaces de joints

adhésifs⁷¹, la mesure d'épaisseur de films de métal de l'ordre de quelques dizaines de micromètres⁷², etc... Pour ces applications, la sensibilité est le facteur prépondérant et c'est le principal critère de sélection des ondes de Lamb.

-Inspections de grandes structures

Le second domaine d'intérêt concerne l'inspection de grandes structures. Cette fois-ci, le critère premier de sélection des ondes de Lamb n'est plus la sensibilité, mais la rapidité du contrôle.

Les applications ont tout naturellement porté, dans un premier temps, sur la détection de défauts au sein de structures métalliques. Ainsi, Lehfeld et Höller⁷³, puis Ball et Shewring⁷⁴, se sont intéressés à la détection de délaminages dans les tubes d'acier. Il existe également un certain nombre de recherches sur l'inspection de structures réelles telles que les conduites⁴⁵, les structures rivetées⁷⁵ et les joints adhésifs⁷⁶. Cette liste d'applications aux structures métalliques est loin d'être exhaustive.

Par la suite, un grand nombre d'investigations ont identifié les ondes de Lamb comme une des techniques les plus prometteuses pour l'inspection rapide de grandes structures composites. En effet, bien que l'interprétation de la propagation des ondes de Lamb dans les matériaux composites soit rendue difficile du fait, d'une part, de l'anisotropie et de la nature non homogène du matériau selon l'épaisseur, d'autre part, des mécanismes complexes d'atténuation, le sujet a suscité un grand intérêt ces dernières années.

Parmi ces multiples travaux, on recense différentes méthodes pour caractériser la présence d'un défaut, celles-ci dépendant naturellement des propriétés des ondes de Lamb. Une première méthode usuelle repose sur le contrôle de changement de vitesse des modes de Lamb au passage d'une zone endommagée. Par exemple, Tang et Henneke⁷⁷ ont appliqué ce principe sur le mode A_0 (mode antisymétrique d'ordre zéro) pour déterminer la présence de fissures transversales au sein de plaques composites.

Dans la même optique, Tracy *et al*¹⁷ ont pris le parti de s'intéresser au retard de phase introduit dans le signal transmis en présence d'un endommagement provoqué par un impact et ce, à différentes fréquences.

Une autre possibilité réside dans l'étude de l'atténuation des modes de Lamb⁷⁸ après transmission le long du défaut. Cette méthode peut cependant induire des résultats incohérents, spécialement si une conversion de mode au niveau du défaut survient ou si un bon couplage entre le capteur et la plaque n'est pas assuré.

Pour leur part, Guo et Cawley ont travaillé sur ces phénomènes de conversions de modes après transmission ⁷⁹ sur le défaut. Pour une étude efficace, il est cependant sérieusement recommandé de ne générer qu'un seul mode, de sorte que tout autre mode reçu soit synonyme de détection du défaut. Dans le cas contraire, l'utilisation et le développement d'un traitement de signal approprié est conseillé.

Enfin, une recherche des mêmes auteurs préconise l'étude de la réflexion des modes ⁸⁰ sur le défaut, pour en détecter directement la présence.

Devant l'éventail des méthodes développées, le potentiel des ondes de Lamb pour l'inspection de grandes structures, qu'elles soient métalliques ou composites, n'est donc plus à démontrer.

Néanmoins, l'étude de l'interaction et de la sensibilité des modes de Lamb avec le défaut est encore loin d'être entièrement close, surtout lorsque la structure possède des caractéristiques plus complexes que celles d'une plaque (présence de rivets, variation d'épaisseur, etc...). C'est pourquoi, après avoir développé de nombreuses approches analytiques ^{81,82} pour l'étude de cas simples, les chercheurs se tournent de plus en plus sur la réalisation de modèles numériques ^{83,84,85}. Par l'emploi de telles techniques, ils visent à une meilleure prédiction de l'interaction des ondes avec les défauts dans des structures réelles.

2.2.3. Conditions requises pour l'utilisation optimale des ondes de Lamb pour le contrôle santé intégré.

Le rappel historique sur les différentes études théoriques et expérimentales menées sur les ondes de Lamb, illustre clairement les avantages et possibilités offertes par leur utilisation pour l'inspection de structures simples. Toutefois, dans l'étude qui nous intéresse, le contrôle doit être embarqué et s'appliquer à des structures de géométrie complexe et de grande surface.

Etant donné la nature dispersive et le caractère multi-mode de ces ondes, leur emploi pour le contrôle santé intégré de larges structures est rendu compliqué et nécessite préalablement une mise au point.

a) influence de la nature multi-mode et dispersive des ondes de Lamb pour l'inspection de grandes structures.

Le contrôle santé par ondes de Lamb est effectué généralement en excitant ces ondes en un point donné de la structure à l'aide d'un signal de durée finie et en les réceptionnant en un second point. Le récepteur peut soit se trouver à côté de l'excitation, lorsqu'on étudie la réflexion des ondes sur le défaut, soit dans une zone plus éloignée si l'on mesure la transmission de l'onde à travers le défaut.

L'utilisation d'un signal d'excitation de durée finie n'est toutefois pas sans conséquence. En effet, si un signal large bande est employé, un grand nombre de modes sera généré alors dans la plaque en raison de la nature multi-mode des ondes de Lamb. D'abord au nombre de deux aux basses fréquences (A_0 et S_0), le nombre de ces modes croît au fur et à mesure qu'on monte en fréquence et rend complexe l'interprétation du signal reçu.

D'autre part, un second inconvénient réside dans l'excitation de ces modes dans des domaines dispersifs. En effet, si ces modes sont excités dans une région fréquence-épaisseur dispersive, alors la forme du paquet d'onde transmis va se modifier au cours de sa propagation le long de la structure et le maximum en amplitude de ce signal va décroître rapidement par rapport au bruit. On aura donc un phénomène d'écrasement du signal et ce, même en l'absence d'atténuation due au matériau. Par conséquent, la détection des ondes de Lamb sur une grande distance risque d'être fortement compromise.

b) Solutions développées pour permettre une utilisation performante des ondes de Lamb.

Alleyne et Cawley ont été parmi les premiers à proposer des solutions pour l'utilisation optimale des ondes de Lamb pour l'inspection de larges structures. C'est pourquoi, les principales conclusions développées ci-dessous s'inspirent très largement de leurs travaux ⁸⁶.

Les étapes d'optimisation portent sur deux points, d'une part, sur l'excitation du signal ondes de Lamb, d'autre part, sur l'application d'un traitement de signal adapté pour la détection de défauts. Pour atteindre ces objectifs, il est évident qu'une connaissance théorique [paragraphe 2.2.2 a)] ou expérimentale (voir chapitre II) précise des ondes se propageant dans la structure est nécessaire.

-Excitation optimisée du signal ondes de Lamb

L'emploi des ondes de Lamb pour de grandes structures requiert en premier lieu de travailler dans des régions où les modes sont peu dispersifs. Cette condition peut être plus facilement satisfaite en réduisant la largeur de bande fréquentielle du signal d'excitation appliquée sur le capteur.

Dans ce sens, Alleyne et Cawley ⁸⁶ préconisent l'utilisation d'une excitation composée de quelques périodes de sinusoïdes de sorte à se rapprocher d'une excitation harmonique. De plus, pour éviter la présence de lobes secondaires, il est conseillé de multiplier ce signal avec une fenêtre de type Hanning ou Gaussienne. Une étude récente de P. Wilcox *et al* ⁸⁷ propose même un modèle simple pour optimiser le nombre de cycles dans le signal d'excitation en fonction de la distance de propagation et de la nature des modes excités.

Dans un deuxième temps, il s'agit de développer un transducteur adapté pour sélectionner un mode de Lamb donné. Si l'emploi de transducteurs sabots, pour lequel la sélection du mode généré s'effectue en modifiant l'angle d'incidence de l'excitation, est largement démontré, son utilisation pour un contrôle santé intégré est inadaptée en raison de sa grande taille. Une méthode appropriée à notre cas consiste à développer un capteur multi-élément à déphasage variable^{1,88}. Ce type de capteur s'inspire très largement des transducteurs d'ondes à peigne^{55,89,90}. En effet, son principe repose sur l'excitation séparée des éléments piézoélectriques le composant. L'avantage de son utilisation réside dans la possibilité d'imposer des retards dans l'excitation de ces éléments afin d'optimiser la sélection du nombre d'onde choisi. Il est dès lors possible d'utiliser le même capteur pour l'excitation de différents modes.

-traitement de signal pour la détection de l'endommagement

Dans le cas où l'excitation d'un mode pur dans la plaque est assurée, les méthodes présentées dans le paragraphe précédent, reposant sur l'étude du phénomène de conversion de mode, de modification de vitesse, de déphasage, de variations d'amplitude transmises ou réfléchies, sont pleinement satisfaisantes pour la détection de défauts. Elles seront également applicables si les paquets d'ondes reçus permettent la séparation temporelle des modes générés dans le cas d'une excitation multi-mode.

Toutefois, la complexité des structures à tester rend difficile la génération d'un seul mode. Les techniques traditionnelles de traitement de signal dans le domaine temporel et fréquentiel ne sont par conséquent plus utilisables.

Dès lors, d'autres techniques doivent être développées. Alleyne et Cawley⁸⁶ proposent une technique basée sur la transformée de Fourier à deux dimensions (voir également chapitre II, paragraphe 2.2.2). Le résultat de cette transformation permet d'obtenir une représentation graphique en trois dimensions de l'amplitude du signal en fonction de la fréquence et du nombre d'onde. Ce dernier étant lié à la vitesse, il permet de séparer les modes présents dans la réponse à condition que pour une fréquence donnée, la vitesse des modes ne soit pas identique. Cette technique nécessite cependant le déplacement du capteur, ce qui bien évidemment n'est pas adapté pour le contrôle santé intégré. Une solution serait de recevoir les ondes avec un capteur multi-éléments, mais la connexion risque d'être plus encombrante.

Pour leur part, Lemistre *et al*⁹¹ ont adapté une méthode basée sur la transformée en ondelettes pour étudier la présence de défauts tels que les délaminages et les ruptures de fibres dans les structures en composite carbone multicouches. Cet article donne des résultats encourageants pour le développement du contrôle santé intégré, puisqu'il montre qu'il est parfaitement possible de détecter et de localiser des défauts par utilisation de cette transformée en

ondelettes sur des signaux d'ondes de Lamb résultant d'un réseau de transducteurs piézoélectriques intégrés.

-conclusion

En résumé, l'utilisation optimale des ondes de Lamb pour un diagnostic actif nécessite, d'une part, une parfaite connaissance des caractéristiques des modes, en particulier leur vitesse en fonction de la fréquence de travail, d'autre part, une bonne maîtrise de l'excitation et de la réception des ondes. Si cette dernière condition ne peut être atteinte en raison de la complexité de la structure, il convient alors d'utiliser un traitement du signal adapté.

2.3. Diagnostic passif.

Comme nous l'avons vu au paragraphe 2., le diagnostic passif passe par l'écoute permanente de la structure et donc s'apparente à la technique d'émission acoustique. Néanmoins, il diffère quelque peu des techniques conventionnelles d'émission acoustique, puisqu'au lieu de travailler sur l'activité et la sévérité des événements en "amplitudes" et en "coups" du signal, l'analyse est effectuée à partir de l'identification des ondes développées lors d'un impact. Ce type d'analyse, comme nous le verrons dans les paragraphes qui suivent, offre la possibilité d'une localisation et d'une interprétation plus efficace de l'impact basse vitesse sur des structures composites larges.

2.3.1. Le phénomène d'émission acoustique dans les matériaux.

Lorsqu'un matériau métallique ou un matériau plastique renforcé de fibres est soumis à une contrainte croissante ou variable, il subit des modifications internes qui s'accompagnent d'émission acoustique. Les ondes élastiques émises sont initialement des ondes ultrasonores de volume, mais subissent des conversions de mode dépendant de la géométrie de la structure. Ainsi, selon la structure inspectée, la majorité de l'énergie se retrouve sous forme d'ondes de surface (plaque épaisse), ou sous forme d'ondes de Lamb dans le cas de plaques minces.

Puisque les structures testées dans le cadre de ce travail sont de faible épaisseur, c'est ce deuxième type d'onde qui nous intéresse. En outre, les ondes de Lamb se propageant avec une atténuation faible, il est possible de les détecter à des distances importantes de la source et donc d'inspecter de larges structures avec un minimum de capteurs. Dès lors, l'instrumentation réalisée pour le contrôle santé intégré a pour objectif de détecter et analyser ces ondes pour en extraire des informations sur la source.

2.3.2. Localisation et caractérisation de la source à partir de l'analyse du signal d'émission acoustique.

Gorman⁹² est l'un des premiers à avoir démontré comment les deux modes de Lamb symétrique et antisymétrique d'ordre zéro (A_0 et S_0) pouvaient être identifiés dans un signal

d'émission acoustique. Son expérience porte sur l'analyse du signal lors d'une rupture de mine* ("pencil lead break") sur des plaques aluminium et composites. Il discute notamment sur l'erreur de localisation de la source engendrée par les méthodes classiques d'analyse, en raison de la nature dispersive et multi-mode des ondes de Lamb. En outre, à partir de ces résultats, il propose une méthode de localisation reposant sur la mesure de temps de vol du mode symétrique S_0 . Ce choix est motivé, en premier lieu, par le caractère peu dispersif du mode en basse fréquence, c'est à dire qu'on peut considérer sa vitesse comme constante en première approximation. D'autre part, du fait que la vitesse de groupe du mode symétrique S_0 , en basse fréquence, est beaucoup plus grande que celle du mode antisymétrique A_0 , on peut les séparer, même sur de courtes distances.

Toutefois, les auteurs remarquent que ce mode ne peut se propager sur de longues distances et préconisent plutôt l'emploi du mode antisymétrique A_0 pour contrôler de grandes surfaces avec peu de capteurs. Ce mode étant dispersif, cet emploi impose le développement de techniques de localisation mieux adaptées. Ziola *et al*⁹³ ont donc développé une méthode de localisation de la source plus efficace reposant sur la fonction de corrélation. L'idée est de pouvoir isoler par ce traitement de signal une fréquence donnée du mode antisymétrique A_0 et de déduire le temps de vol de ce pic de fréquence à partir de la vitesse théorique correspondante. En outre, cette méthode permet d'utiliser pour la localisation de la source, non seulement le même mode, mais aussi la même composante fréquentielle pour tous les capteurs, ce qui réduit considérablement l'erreur engendrée. Des exemples de mesure sont donnés au chapitre II, paragraphe 2.3.1.

Un autre point intéressant de l'analyse du signal d'émission acoustique concerne la détection de l'endommagement au sein du matériau. Ainsi, des travaux récents ont mis en évidence la détection de fissure de matrice^{94,95} et de rupture de fibres⁴³ dans des matériaux composites à partir des caractéristiques du signal d'émission acoustique. Ces études montrent que le contenu fréquentiel des modes de Lamb générés est fonction de l'endommagement. Surgeon *et al*⁴³ trouvent par exemple que dans le cas de plaques composites minces soumises à un chargement en traction, une fissure de matrice produit un pic d'amplitude autour de 500 kHz, tandis qu'une rupture de fibre provoque la génération d'une composante fréquentielle importante à 1 MHz. L'analyse du signal d'émission acoustique est donc riche d'enseignements sur la nature de la source.

C'est à partir de ces recherches qu'il a été tout naturellement envisagé d'appliquer ce type d'analyse pour la détection et caractérisation d'impacts sur des structures composites.

* La technique de la rupture de mine ("pencil lead break") consiste à briser une mine à la surface, ou sur un bord de la plaque et les ondes engendrées sont équivalentes à celles de l'émission acoustique.

2.3.3. Optimisation de cette technique pour la détection d'impact basses vitesses.

Une première étude de faisabilité pour la détection d'impact basses vitesses par capteurs piézoélectriques collés a déjà été réalisée au laboratoire, dans le cadre d'un travail de thèse mené par T. Demol¹. Les résultats obtenus ont notamment démontré qu'il était possible de différencier un impact basse vitesse endommageant d'un impact non endommageant par l'étude des hautes fréquences générées lors de fissures au sein du matériau. Ce résultat a été confirmé depuis, par différents auteurs^{96,97} et est en bon accord avec les études présentées au paragraphe 2.3.2. Toutefois, T. Demol¹ souligne qu'en raison des grandes amplitudes générées en basse fréquence par l'impact, la détection de hautes fréquences est plus complexe que lors d'essais de tractions. Elle nécessite, d'une part, l'emploi de filtres pour éliminer les composantes basses fréquences, d'autre part, une représentation temps - fréquence pour extraire l'information du bruit.

Concernant la localisation d'impacts, un grand nombre de systèmes⁹⁸ a été réalisé, utilisant la technique mise au point par Ziola *et al*⁹³ pour l'application sur des structures de type plaque. Toutefois, peu d'auteurs se sont intéressés à la localisation d'impacts dans des structures complexes. Cela s'explique par la difficulté à prédire les caractéristiques des ondes de Lamb générées lors d'un impact dans des structures d'épaisseurs variables et aux propriétés mécaniques non homogènes. Ainsi, même si certains auteurs comme Seydel et Chang⁹⁹ ont développé avec succès un système pour la détection d'impacts sur une structure composée de raidisseurs, il semble qu'à l'heure actuelle, les méthodes basées sur les réseaux neuronaux¹⁰⁰ soient les mieux adaptées pour l'inspection de structures réelles.

Dans notre travail, l'objectif poursuivi concerne en priorité la détection de tout événement nuisible à l'intégrité de la structure. Ainsi, même si la caractérisation complète de l'impact n'est pas possible dans tous les cas, le diagnostic passif constitue un atout supplémentaire pour le système développé.

3. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté dans un premier temps le bien-fondé du contrôle santé intégré pour les structures aéronautiques, puis nous avons dressé le cahier des charges pour une utilisation optimale de ce type de système.

Dans un deuxième temps, nous nous sommes intéressés plus particulièrement au contrôle santé intégré développé au laboratoire. Il a été souligné notamment que ce système pouvait être appliqué aussi bien en mode actif (génération des ondes de Lamb par un capteur piézoélectrique) qu'en mode passif (veille permanente de la structure par le même type de capteur).

Concernant le bon fonctionnement de ces deux techniques, nous avons pu remarquer qu'une connaissance précise des ondes de Lamb est nécessaire. D'autre part, il ressort de l'étude bibliographique un grand intérêt pour les nouvelles méthodes de traitement de signal. En effet, un traitement de signal adapté est souvent recommandé lorsque l'on désire réaliser une analyse fine du signal transmis dans la structure.

A partir de ces constatations, l'objectif poursuivi dans les chapitres suivants réside dans l'optimisation de ce contrôle santé intégré en vue d'une application sur des structures aéronautiques.

La première étape demandant une connaissance précise des caractéristiques des ondes propagées dans ces structures complexes, le deuxième chapitre porte donc sur l'étude expérimentale de mesures de vitesses des ondes de Lamb, celles-ci ne pouvant pas toujours être déterminées de manière théorique. En outre, il est toujours important de vérifier expérimentalement que les calculs de vitesses théoriques dans ce type de matériau ne sont pas erronées en raison d'incertitudes sur les coefficients fournis par le constructeur.

Le troisième chapitre est une étude préliminaire de la faisabilité de ce genre de contrôle pour des structures réelles. Les essais sont réalisés notamment sur des structures rivetées et des parties d'ailes d'avion ; de plus, nous présentons quelques analyses de traitement de signal pour extraire des informations quant à l'apparition d'une altération.

Ensuite, à partir de ces études préliminaires, certaines améliorations, comme nous le verrons dans le dernier chapitre, sont apportées au système de contrôle. En particulier, une méthode hybride (éléments finis - modèle analytique) est adaptée afin de mieux dimensionner les capteurs en vue de la génération optimisée des modes de Lamb. L'objectif est notamment de concevoir un capteur capable de sélectionner un mode donné afin de permettre une interprétation plus efficace du signal transmis. Enfin, pour valider ces derniers résultats, une étude expérimentale est présentée : elle repose sur l'inspection de la structure à l'aide de capteurs multi-élément collés en surface.

Chapitre II

Les méthodes de mesures de vitesses

1. Introduction

Nous avons vu dans le chapitre précédent qu'une connaissance précise des caractéristiques des ondes de Lamb est essentielle au contrôle santé intégré développé. Il est nécessaire, en particulier, de connaître leurs vitesses en fonction de la fréquence et des propriétés du matériau dans lequel elles vont se propager.

Pour traiter ce problème de calcul de vitesses, il est possible d'utiliser les modèles analytiques présentés au paragraphe 2.2. du chapitre I. Toutefois, ces modèles s'avèrent rapidement limités quand il s'agit de déterminer les vitesses des ondes de Lamb dans des structures de formes plus complexes que dans le cas d'une plaque homogène.

Ainsi, si l'on désire traiter le cas, par exemple, d'une aile d'avion dont l'épaisseur et les propriétés varient le long de la structure il faut soit développer des modèles analytiques plus élaborés, soit s'appliquer à déterminer ces vitesses par des méthodes expérimentales précises.

Le développement de modèles analytiques plus performants est une solution peu adéquate car elle risque d'être lourde et compliquée. De plus, la précision des calculs obtenue sera toujours fortement dépendante de l'incertitude liée aux données des propriétés des matériaux. Par conséquent, le développement de méthodes de mesures expérimentales semble l'outil le mieux approprié. Sa mise au point offre, de plus, la possibilité de valider les calculs de vitesses effectués sur des structures simples.

Toutefois, comme nous le verrons dans la suite du chapitre, l'application de ce type de mesures n'est pas immédiat en raison de la nature dispersive et multi-mode des ondes de Lamb. Aussi, un traitement de signal adapté est nécessaire à l'extraction de ces vitesses.

Ce chapitre reprend donc un grand nombre des travaux existants dans la littérature pour la mesure des vitesses des ondes de Lamb dans des structures simples de type plaque. En particulier, le paragraphe 2.2.1 décrit une méthode que nous avons développée.

L'originalité de ce chapitre est de rassembler l'ensemble de ces méthodes et de proposer une discussion sur les avantages et inconvénients de chacune, afin de ne sélectionner que les plus

efficaces selon l'objectif poursuivi. En outre, un exemple d'application d'une de ces méthodes est donné pour le cas d'une structure composite d'épaisseur variable.

2. Description des méthodes de mesures de vitesses

2.1. Vitesse de phase et vitesse de groupe

Avant de présenter les techniques de mesures de vitesses, il convient de rappeler certaines définitions concernant les paramètres mesurés. En particulier, il est important de différencier les notions de vitesse de phase et de vitesse de groupe qui, pour l'utilisation des ondes de Lamb, sont d'un intérêt majeur.

Par définition, le terme vitesse de phase décrit la relation entre la composante spatiale (nombre d'onde : $\xi = 2\pi/\lambda$) et la composante temporelle (fréquence angulaire : $\omega = 2\pi F$) de l'onde harmonique. Son expression est la suivante : $c = \omega/\xi$. De plus, sa détermination permet de remonter directement à la longueur d'onde et d'interpréter de manière efficace le type d'onde excité. Nous verrons dans les chapitres III et IV que sa connaissance est déterminante pour une meilleure sélectivité d'un mode de Lamb donné, ainsi que pour la détection d'un défaut.

Par opposition avec le terme de vitesse de phase, le terme de vitesse de groupe est employé habituellement pour des signaux de durée finie. La vitesse de groupe correspond dans la plupart des cas à la vitesse à laquelle l'énergie se propage dans un matériau donné. L'obtention de la vitesse de groupe est intéressante dès qu'on cherche à localiser un impact ou à générer un signal sur une longue distance (voir chapitres III et IV).

Si seulement un mode est excité et qu'en plus il est non dispersif, ces mesures de vitesses de groupe et de phase ne présentent pas de difficulté. La détermination de la vitesse de groupe est effectuée à partir du temps de vol t mis par un signal transitoire pour parcourir une distance L donnée. En fait, la vitesse de groupe c_g est obtenue en divisant cette distance de propagation par le temps mesuré, soit : $c_g = L / t$. La vitesse de phase est déduite, quant à elle, à partir de la variation de phase du signal $\Delta\phi$ qui apparaît lorsque le récepteur de l'onde est déplacé sur une distance L' , c'est-à-dire à partir de l'expression suivante : $c = \omega L' / \Delta\phi$.

Cependant ces deux méthodes s'avèrent très vite limitées concernant la mesure de vitesse des ondes de Lamb. En effet, pour chacune de ces méthodes, la superposition de plusieurs modes ainsi que la nature dispersive des ondes entraîne rapidement des erreurs d'interprétation : nous nous proposons donc de présenter différentes approches pour résoudre ce problème.

2.2. Mesures de vitesses de phase

Sachse et Pao ¹⁰¹ et par la suite Pialucha *et al* ¹⁰² ont été parmi les premiers à se servir des méthodes spectrales pour mesurer les vitesses de phase d'ondes dans des milieux dispersifs. L'idée développée consiste à transformer les données temporelles dans le domaine fréquentiel, où l'interprétation des données est plus aisée. Le développement de ce type de méthode pour l'étude des ondes de Lamb a ensuite été exploité par Alleyne et Cawley ¹⁰³ dans le cas de structures isotropes, puis par Grondel *et al* ⁶ sur des structures composites. Leurs deux approches, l'une basée sur l'emploi de la double transformée de Fourier, la seconde sur le spectre d'énergie sont décrites puis illustrées par des exemples de mesures dans les paragraphes suivants.

2.2.1. Utilisation du spectre d'énergie ⁶ pour la mesure de vitesses de phase

a) Principe de mesure

Le principe de la mesure de la vitesse de phase est décrit à la figure (II - 1) : un générateur de fonction est utilisé pour délivrer un signal harmonique à la fréquence de travail de l'émetteur. Les ondes sont excitées par un premier transducteur (l'émetteur) puis se propagent le long de la plaque et sont reçues par un second transducteur qui joue alors le rôle du récepteur. Le signal est ensuite enregistré par l'oscilloscope (Hewlett Packard type 545 522 A), avant d'être transféré par l'interface GPIB vers l'ordinateur dans lequel sera appliqué le traitement de signal.

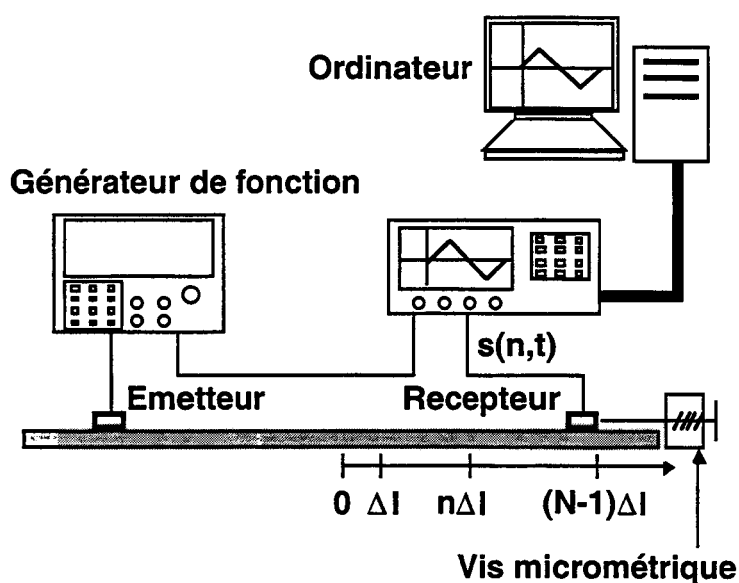
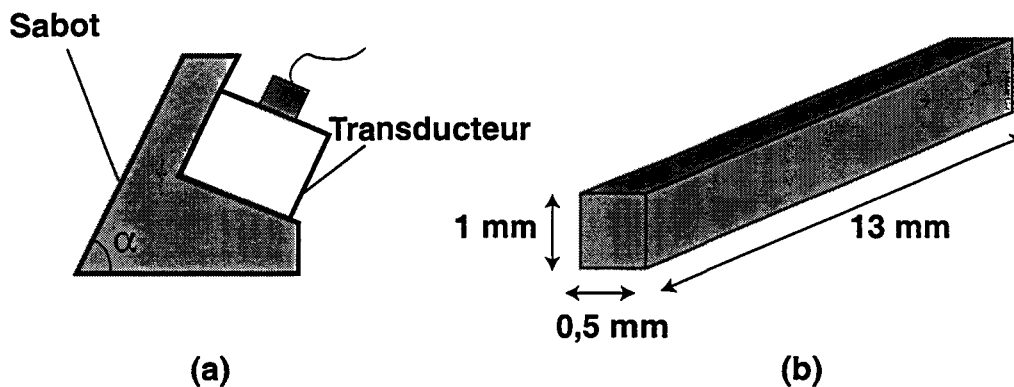


Figure (II - 1) : Principe de mesure de la vitesse de phase.

Pour ces expériences, des transducteurs sabots (figure [II - 2(a)]) d'inclinaison et de fréquence centrale variable (0,5; 1; 1,5 MHz) sont employés. Ils sont utilisés comme émetteurs et permettent la génération des ondes de Lamb dans un domaine de fréquence variant de 0,25 à 1,5 MHz. De plus, pour chaque fréquence de travail, les ondes de Lamb sont excitées de façon sélective en modifiant l'angle d'incidence du transducteur sabot. En effet, selon l'angle d'incidence choisi, il est possible de sélectionner le domaine de vitesse de l'excitation.

Les récepteurs utilisés (figure [II - 2(b)]) pour ces tests sont des barrettes piézoélectriques du type P1-60 (une céramique classique de "Quartz et Silice"). Elles possèdent les dimensions suivantes : 1 mm d'épaisseur, 0,5 mm de largeur et une longueur de 13 mm. Le rapport largeur/épaisseur est choisi égal à 0,5 de manière à obtenir un mode épaisseur "quasi-pur".

Enfin, rappelons qu'un gel de couplage est utilisé lors des tests; ainsi les transducteurs sont sensibles principalement aux champs de déplacements perpendiculaires au plan de plaque.



**Figure (II - 2): représentations schématiques des capteurs
(a) le capteur sabot - (b) l'élément piézoélectrique.**

Pour la première acquisition, le récepteur est positionné à 25 cm de l'émetteur. Cette distance a été jugée suffisante pour que les modes de Lamb soient complètement établis. Ensuite, une vis micrométrique permet de déplacer finement le récepteur le long de la plaque, et donc d'effectuer l'enregistrement de N acquisitions à la fréquence de travail choisie. Grâce à cette technique, l'erreur commise sur la position du récepteur est de l'ordre de 0,01 mm, ce qui ne devrait pas influencer la mesure de vitesse.

Lorsque le récepteur est positionné à une distance x de l'émetteur, le signal reçu à l'oscilloscope peut être écrit sous la forme suivante:

$$s(x, t) = \sum_{i=1}^p S_i \cos(\xi_i x - 2\pi F t_0) \quad (\text{II - 1})$$

dans laquelle p correspond au nombre de modes présents, S_i est l'amplitude du $i^{\text{ème}}$ mode et ξ_i est le nombre d'onde du $i^{\text{ème}}$ mode. D'autre part, t_0 représente le temps auquel la mesure est effectuée. Il est maintenu constant pour toutes les acquisitions à l'aide du "trigger" (signal de déclenchement) donné par le générateur de fonction. Enfin, F correspond à la fréquence temporelle de travail.

b) Exploitation des mesures à l'aide de la densité spectrale d'énergie

Afin d'extraire les nombres d'onde ξ_i correspondant aux modes de Lamb présents dans le signal, on choisit ici d'utiliser la densité spectrale d'énergie (ESD : Energy Spectrum Density). Elle est généralement définie par ^{104,105}

$$P(\xi) = |D(\xi)|^2 \quad (\text{II - 2})$$

$$\text{avec } D(\xi) = \int_{-\infty}^{+\infty} s(x, t) w(x) e^{-j\xi x} dx \quad (\text{II - 3})$$

Dans ces expressions, $w(x)$ joue le rôle de fenêtre de pondération et permet d'améliorer la dynamique. En outre, il convient de noter que l'analyse spectrale réalisée dans ce travail est basée sur l'algorithme de la transformée de Fourier rapide (FFT : Fast Fourier Transform).

D'autre part, il est possible de réécrire l'équation (II - 3) comme le produit de convolution des transformées de Fourier de $s(x, t)$ et $w(x)$, ce qui donne :

$$D(\xi) = S(\xi) * W(\xi) \quad (\text{II - 4})$$

-cas d'une excitation monomode

Afin de mieux comprendre l'approche qui suit, considérons maintenant le cas où un seul mode de propagation (i) est excité à une fréquence temporelle F donnée. Ceci revient à écrire que $s(x, t) = s_i(x, t) = S_i \cos(\xi_i x - 2\pi F t_0)$ pour le signal enregistré.

Par conséquent, d'après (II - 4) on obtient l'expression suivante :

$$D(\xi) = D_i(\xi) = \frac{S_i}{2} \left(\delta(\xi - \xi_i) e^{-j2\pi F t_0} + \delta(\xi + \xi_i) e^{j2\pi F t_0} \right) * W(\xi) \quad (\text{II - 5})$$

dans laquelle $\delta(\xi)$ est la distribution de Dirac.

Après calcul de la densité spectrale d'énergie, équation (II - 2), il vient :

$$P_i(\xi) = \frac{S_i^2}{4} \{ |W|^2(\xi - \xi_i) + |W|^2(\xi + \xi_i) + A(\xi, \xi_i, F, t_0) \} \quad (\text{II- 6})$$

Le terme $A(\xi, \xi_i, F, t_0)$ est décrit en annexe C. Il correspond au terme de recouvrement spectral et est considéré comme négligeable lorsque ξ est proche de ξ_i ou $-\xi_i$ et loin de l'origine.

D'autre part, comme on choisit de travailler avec les fréquences spatiales positives, on obtient pour l'équation ci-dessus l'approximation suivante:

$$P_i(\xi) \approx \frac{S_i^2}{4} W^2(\xi - \xi_i) \quad (\text{II - 7})$$

La valeur de ξ_i est ensuite déterminée par la position du maximum de cette densité spectrale d'énergie.

Le calcul précédent considère que le récepteur est déplacé de manière continue sur la plaque. En réalité, le déplacement se fait de manière discrète ($x = n \Delta l$ [voir figure (II - 1)]) et donc on utilise la transformée de Fourier discrète afin de déterminer le spectre d'énergie.

Dans le cas d'une fenêtre rectangulaire, W aura alors pour expression :

$$W(k) = \sum_{n=0}^{N-1} w(n) e^{-j2\pi kn} = \frac{\sin(\pi k N)}{\sin(\pi k)} e^{-j\pi k(N-1)} \quad (\text{II - 8})$$

dans laquelle N est le nombre total d'acquisitions effectuées, et k représente le nombre d'onde normalisé ($k = \xi/K_e$ avec $K_e = 2\pi/\Delta l$).

-cas d'une excitation multimode

Si maintenant on considère le cas où plusieurs modes sont excités, en continuant de négliger les termes d'interférences, il en résulte que :

$$P(k) = \sum_{i=1}^p \frac{S_i^2}{4} \left\{ \frac{\sin(\pi N(k - k_i))}{\sin(\pi(k - k_i))} \right\}^2 \quad (\text{II - 9})$$

Les valeurs maximales de cette densité spectrale d'énergie permettent donc d'identifier les valeurs du nombre d'onde normalisé k_i ($i = 1$ à p) correspondant aux ondes propagées.

D'autre part, comme la FFT ($k=m/N$, $m=0,1,\dots,N-1$) a été utilisée pour calculer la densité spectrale d'énergie, l'équation (II - 9) peut être également écrite de la façon suivante :

$$P(m) = \sum_{i=1}^p \frac{S_i^2}{4} \left\{ \frac{\sin(\pi(m-m_i - \varepsilon_i))}{\sin(\pi(m-m_i - \varepsilon_i)/N)} \right\}^2 \quad (\text{II- 10})$$

Avec $k_i = (m_i + \varepsilon_i)/N$ (m_i est un entier et ε_i correspond à l'incertitude sur k_i).

Pour des valeurs importantes de N , c'est-à-dire pour un nombre important d'échantillons, on obtient donc :

$$P(m) = \sum_{i=1}^p \frac{N^2 S_i^2}{4} \left\{ \frac{\sin(\pi(m-m_i - \varepsilon_i))}{\pi(m-m_i - \varepsilon_i)} \right\}^2 \quad (\text{II - 11})$$

Dans le cas où ε_i est supposé nul, on peut alors montrer à l'aide de cette relation que l'erreur maximale du calcul du nombre d'onde est égale à K_e/N .

-influence de la fenêtre choisie pour le calcul de la transformée de Fourier

Il convient de se pencher également sur un problème inhérent au calcul de la transformée de Fourier classique : le fenêtrage. Si l'utilisation de la fenêtre rectangulaire est la plus usuelle, puisqu'elle permet d'obtenir la meilleure résolution fréquentielle¹⁰⁴, sa dynamique (donnée par le rapport du maximum principal du spectre au maximum secondaire le plus important) reste la plus mauvaise (-13 dB).

Dans le cadre des mesures de vitesses, le problème est d'extraire chaque fréquence spatiale utile du bruit (dans l'équation précédente le bruit a été omis) et des interférences harmoniques. Dès lors, il apparaît nécessaire d'utiliser d'autres fenêtres. Par exemple, une fenêtre de type Hamming semble un bon choix puisque sa dynamique est égale à -43 dB. En outre, cette fenêtre améliore la dynamique tout en ne détériorant que légèrement la résolution. Aussi, un plus grand nombre de vitesses de phase peut être détecté dans la densité spectrale d'énergie du signal.

Un exemple de mesure (fréquence d'excitation : 250 kHz) est présenté à la figure (II - 3). On remarque que lorsqu'une fenêtre rectangulaire est appliquée, un seul mode (le mode S_0) est identifiable. En revanche, avec la fenêtre de type Hamming, les modes A_0 et SH_1 sont également détectés. Par conséquent, l'ensemble des calculs a été réalisé avec une fenêtre de ce type.

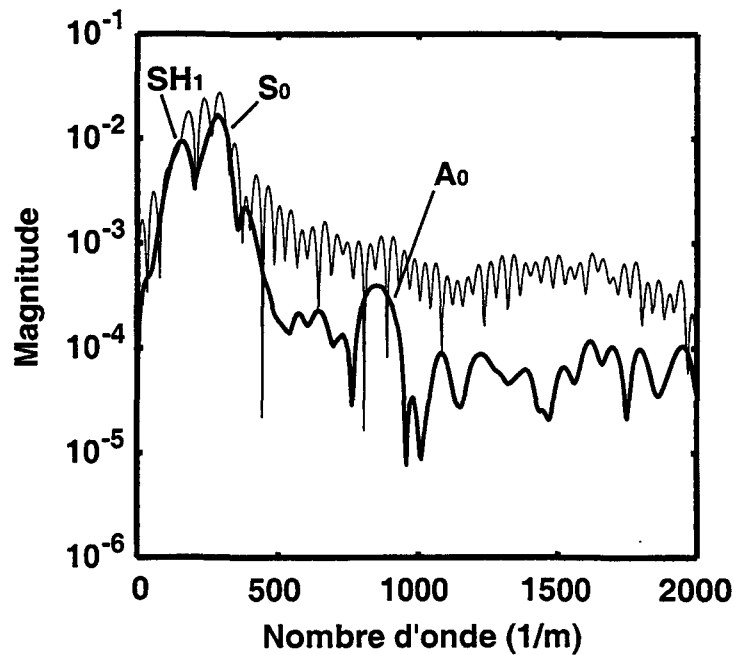


Figure (II - 3) : Densité spectrale d'énergie utilisant différentes fenêtres, appliquée à une plaque composite $[45_2, 0_2, -45_2, 90_2]_{2s}$ d'épaisseur 4 mm. (trait fin : fenêtre rectangulaire, trait épais : fenêtre de Hamming)

c) Choix du pas de déplacement

L'échantillonnage spatial du signal dépend directement du pas de déplacement du récepteur. C'est pourquoi, avant d'appliquer le traitement de signal, il est nécessaire de choisir avec précaution le pas de déplacement imposé au récepteur en fonction des vitesses recherchées.

Dans notre cas, l'objectif est de mesurer les vitesses de phase des ondes de Lamb dans le domaine 1000-10 000 m/s. Si nous désignons par F_{\min} et F_{\max} la fréquence temporelle minimale et maximale et par c_{\min} et c_{\max} la vitesse minimale et maximale, alors les valeurs mesurées des nombres d'ondes ξ_i doivent vérifier l'inégalité suivante :

$$\frac{2\pi F_{\min}}{c_{\max}} \leq \xi_i \leq \frac{2\pi F_{\max}}{c_{\min}} \quad (\text{II- 12})$$

Or, d'après le critère de Shannon, l'échantillonnage en nombre d'onde (K_e) doit être au minimum deux fois plus grand que le nombre d'onde maximal que l'on cherche à mesurer. Par conséquent, on obtient la condition suivante :

$$K_e \geq \frac{4\pi F_{\max}}{c_{\min}} \quad \text{avec} \quad \Delta l = \frac{2\pi}{K_e} \quad (\text{II - 13})$$

Une fois le pas de déplacement choisi, il devient possible d'effectuer les mesures.

d) Résultats et discussion

Les deux spécimens étudiés sont des plaques composites en carbone/époxy du type T300/914 (les caractéristiques du matériau sont données en annexe D), d'épaisseur de pli égale à 0,125 mm et de séquences d'empilements différentes: $[0_2, 90_2, 0_2, 90_2]_s$ et $[45_2, 0_2, -45_2, 90_2]_{2s}$. La première plaque d'épaisseur 2 mm possède une symétrie orthotrope, tandis que la seconde plaque d'épaisseur 4 mm est de symétrie monoclinique.

Les mesures de vitesses ont été réalisées dans le domaine 1000-10 000 m/s, pour une fréquence temporelle variant de $F_{\min} = 250$ kHz à $F_{\max} = 1,5$ MHz. La condition (II - 13) impose donc un pas d'échantillonnage spatial inférieur à 330 μm . Le choix effectué est un échantillonnage spatial de 250 μm , pour un nombre de 256 acquisitions (c.a.d, $\Delta l = 250$ μm et $N = 256$).

La comparaison entre les valeurs expérimentales et théoriques (voir Chapitre I) des vitesses de phase pour les deux plaques est présentée respectivement aux figures [II - 4(a)] et [II - 4(b)] en fonction du produit fréquence - épaisseur. Ce type de graphe est habituellement appelé courbes de dispersion. Notons que, dans le cas de la symétrie monoclinique, les ondes de Lamb sont couplées avec les ondes transversales polarisées horizontalement, aussi les appelle-t-on (voir Chapitre I, paragraphe 2.2.2) des "pseudo modes" de Lamb. D'autre part, bien que les modes transversales ne soient plus, eux aussi "purs", on garde la notation du premier chapitre pour les nommer.

Pour chaque fréquence de travail, la densité spectrale d'énergie [équation (II - 2)] a été calculée à partir d'un programme Matlab. Ainsi, les différents nombres d'ondes (donc les vitesses de phase) correspondant aux modes de Lamb et aux modes quasi-transversales ont pu être déterminés. Ensuite, ces points ont été reportés sur les figures [II - 4(a)] et [II - 4(b)]. Nous observons une concordance satisfaisante entre les vitesses mesurées et celles calculées.

En outre, il apparaît ici que la largeur (0,5 mm) du récepteur, bien que supérieure au pas d'échantillonnage spatial (250 μm), n'influence pas ou peu sur la précision de la mesure. Afin de mesurer correctement l'amplitude du signal reçu, il suffit que la longueur d'onde λ de tout mode de vibration de la plaque, que nous désirons mesurer, soit deux fois supérieure à cette largeur. Ainsi, pour la figure [II - 4.(a)] , on a $F d < 3000$ kHz.mm, c'est-à-dire, que $F < 1250$ kHz ($d = 2$ mm). La longueur d'onde minimale λ à mesurer est donc égale à $1800/(1.25 \cdot 10^6) \approx 1,5$ mm soit de l'ordre de trois fois la largeur de l'élément piézoélectrique, ce qui est suffisant.

Il est intéressant de noter que la nature des modes excités peut être directement déterminée en examinant les figures [II - 4(a)] et [II - 4(b)]. Toutefois, certains points de mesure restent

ambigus. En effet, il est difficile de séparer les modes dont les vitesses sont similaires. Ce genre de cas est illustré figure [II - 4(a)] pour un produit fréquence-épaisseur égal à 2000 kHz.mm (voir cercle). En fait, à partir de 2000 kHz.mm pour les faibles vitesses, le champ de déplacement de la plaque est composé des modes A_0 , et S_0 , et il est impossible de les distinguer.

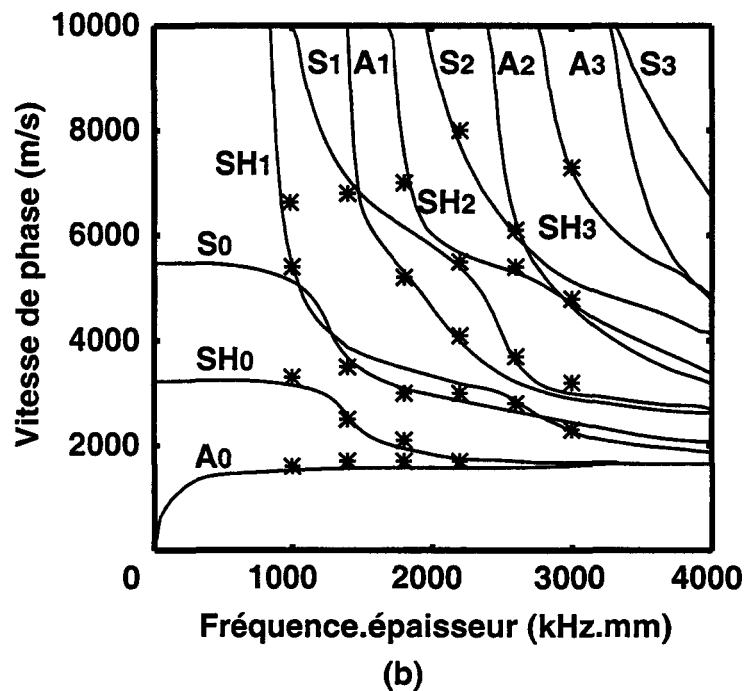
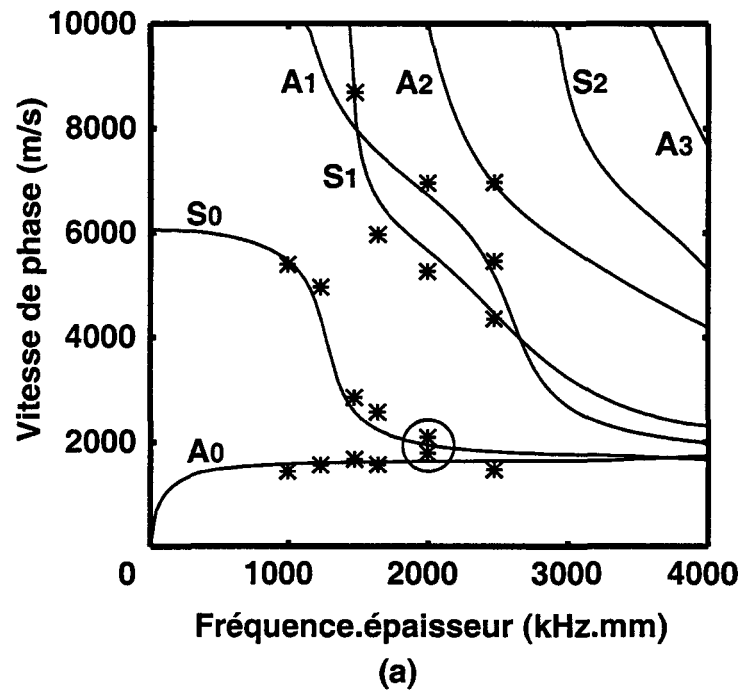


Figure (II - 4) : Comparaison entre les valeurs de vitesses de phase calculées et mesurées.
 (a) $[0_2, 90_2, 0_2, 90_2]_s$ avec $d = 2$ mm - (b) $[45_2, 0_2, -45_2, 90_2]_{2s}$ avec $d = 4$ mm.

e) Conclusion

La mesure de la vitesse de phase à l'aide de la densité spectrale d'énergie donne des résultats très satisfaisants. En particulier, l'utilisation de la fenêtre de Hamming permet l'identification de plusieurs modes à une fréquence temporelle donnée et ce, avec une bonne précision. Le caractère contraignant reste cependant le nombre important de mesures à effectuer. Il faut, en effet, répéter la même procédure (soit 256 mesures) aux différentes fréquences temporelles étudiées.

2.2.2. Mesure de vitesses de phase par la double transformée de Fourier ¹⁰³

a) Principe de mesure

Le principe de mesure est sensiblement le même que celui présenté à la figure (II - 1). Toutefois, une différence importante existe concernant le signal d'excitation employé. Il est cette fois-ci large bande, afin de mesurer les modes de Lamb non plus à une fréquence temporelle donnée mais sur une plage en fréquence.

b) La transformée de Fourier à deux dimensions

Le traitement de signal à appliquer est plus compliqué que précédemment puisqu'il faut, cette fois-ci, représenter les résultats en fonction de deux variables : le nombre d'onde et la fréquence temporelle. Dans ce sens, l'ensemble des mesures est rangé dans une matrice, chaque colonne correspondant au signal temporel enregistré à différentes positions le long de la plaque. Ensuite, une double transformée de Fourier discrète est appliquée sur ces données selon l'expression suivante :

$$S(k,f) = \sum_{n=0}^{N-1} \sum_{m=0}^{M-1} s(n,m) \exp[-j(2\pi kn + 2\pi f m)] \quad (\text{II} - 14)$$

$S(k,f)$ est la double transformée de Fourier discrète du signal mesuré $s(n,m)$ et N , M sont respectivement les nombres d'échantillons spatiaux et temporels de la matrice. f correspond ici à la fréquence temporelle numérique : elle est égale à F / F_e sachant que F_e et F représentent respectivement la fréquence d'échantillonnage temporelle et la fréquence temporelle du signal.

Le résultat de cette opération permet d'obtenir une représentation graphique en trois dimensions de l'amplitude du signal en fonction de la fréquence et du nombre d'onde. Cette représentation met donc en évidence les différents modes susceptibles de se propager dans la structure pour une excitation donnée. Rappelons qu'en pratique, la transformée de Fourier rapide (FFT) est utilisée de sorte à réduire le temps de calcul.

c) Application à la mesure sur une partie d'aile d'avion

Nous nous proposons dans ce paragraphe d'exploiter cette méthode pour la mesure de vitesses sur une partie d'aile d'avion en composite. L'épaisseur de la structure et l'empilement des couches étant variables, il est intéressant de déterminer dans quelle mesure l'utilisation d'un modèle théorique donne des résultats satisfaisants par rapport aux mesures expérimentales.

La structure est cette fois-ci en carbone/époxy du type T800/924 (les caractéristiques sont données en annexe D) et a pour dimensions 4 mètres de longueur et 1,2 mètre en largeur. Les mesures ont été réalisées en différents points de l'aile afin de faciliter l'analyse des modes générés et donc permettre l'application d'un contrôle santé intégré. De plus amples explications sur ce dernier point sont données au chapitre III, paragraphe 3.2.

Pour ces mesures, on utilise uniquement les capteurs sabots qui sont larges bandes (fréquence centrale de travail : 500 kHz) afin de générer et recevoir un maximum de modes et ce, sur une grande plage en fréquence. Le signal d'excitation choisi est un cycle de sinusoïde de fréquence 500 kHz et d'amplitude 10 V. Ainsi, les modes sont excités sur une plage fréquentielle allant de 50 kHz à 800 kHz, ces limitations correspondent à la fonction de transfert des capteurs utilisés.

A chaque mesure de vitesse, une série de 128 signaux temporels est enregistrée avec un incrément spatial de 2 mm entre chaque acquisition. Chaque signal contient 1000 points pour un intervalle d'échantillonnage temporel égal à 200 ns. Il en découle une précision fréquentielle de 5 kHz pour une fréquence d'échantillonnage égale à 5 MHz, ainsi qu'une précision en nombre d'onde de 25 m^{-1} pour un nombre d'onde d'échantillonnage égal à 3140 m^{-1} . En outre, avant d'appliquer la FFT à deux dimensions, des zéros sont ajoutés selon le domaine spatial et le domaine temporel ($N = 512$ et $M = 1024$) afin de lisser les résultats.

Un exemple de résultat obtenu à l'aide de cette technique est présenté à la figure (II - 5). Les acquisitions ont été effectuées sur une distance de 25 cm, l'épaisseur de la structure décroissant de 5 mm à 4,5 mm. Les empilements (voir annexe E) sont respectivement [45, -45, 0₂, 90, 45, -45, 0₂, -45, +45, 90, 0₂, -45, +45, 0₂, 90, 45]_{2s} (épaisseur 5 mm), [45, -45, 0₂, 90, 45, -45, 0₂, -45, +45, 90, 0₂, -45, +45, 0₂, 90]_{2s} (épaisseur 4,75 mm) et [45, -45, 0₂, 90, 45, -45, 0₂, -45, +45, 90, 0₂, -45, +45, 0₂, 90]_{2s} (épaisseur 4,5 mm).

Le graphe, figure (II - 5) permet l'identification de sept modes, c'est-à-dire les modes S_0 , A_0 , S_1 , A_1 , S_2 , A_2 et S_3 . En outre, il apparaît clairement que le type de transducteur choisi (incidence : 30 degrés) favorise l'excitation des modes S_1 , A_1 , S_2 , A_2 , notamment autour de 500 kHz. Aussi, il est possible d'exploiter autour de cette fréquence un grand nombre de vitesses même dans les zones très dispersives. Enfin, malgré la faible amplitude du mode A_0 , celui-ci est aisément identifiable puisqu'aucun autre mode n'est excité aux basses fréquences

avec ce type de capteur. Il est très peu dispersif, c'est pourquoi on a quasiment une ligne droite dans le plan nombre d'onde - fréquence.

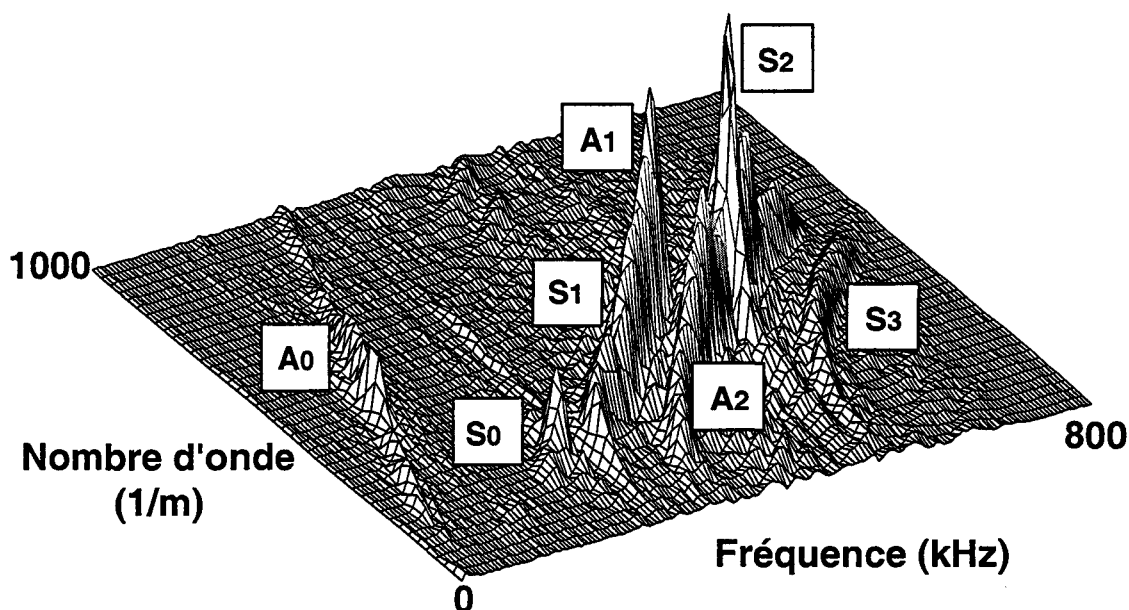


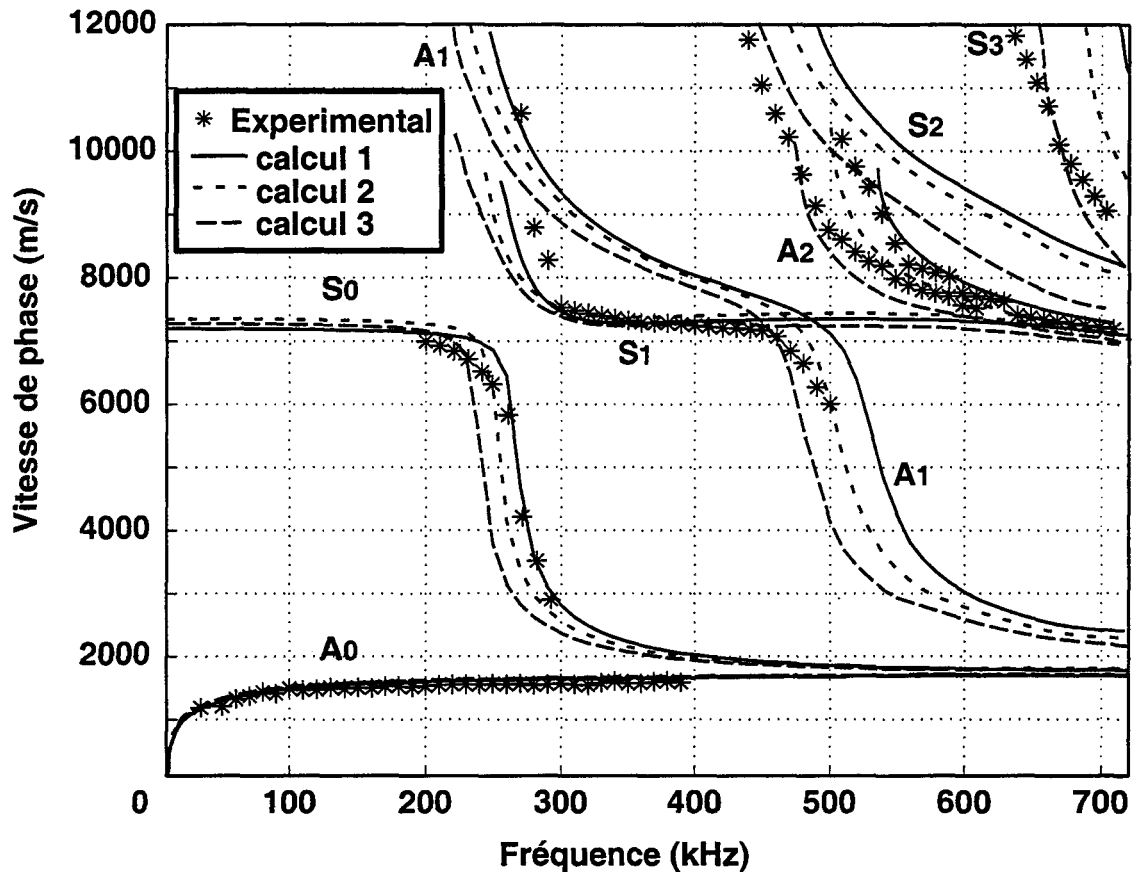
Figure (II - 5) : représentation normalisée de la transformée de Fourier à deux dimensions appliquée sur l'aile d'avion.

A partir de cette représentation en trois dimensions, les valeurs des nombres d'ondes mesurées ont été reportées sur les courbes de dispersions préalablement calculées pour des matériaux d'épaisseurs constantes (4,5 mm, 4,75 mm et 5 mm) et d'empilements semblables à ceux cités précédemment [figure (II - 6)].

Après l'analyse des courbes et des points de mesure, on constate que si les variations structurelles semblent ne pas influencer de manière significative les vitesses des trois premiers modes, il n'en est pas de même pour les autres modes. Ainsi, au fur et à mesure que la fréquence augmente, l'erreur commise en s'appuyant sur le calcul pour l'obtention de la vitesse réelle dans une structure d'épaisseur et d'empilement variables, s'accroît.

Ce résultat semble logique : en effet, plus les fréquences sont élevées, plus les valeurs des longueurs d'ondes diminuent dans un même domaine de vitesse. Aussi, les propriétés des ondes deviennent plus sensibles, d'une part, aux incertitudes sur les caractéristiques du matériau, d'autre part, aux variations géométriques de la structure.

Par conséquent, si l'on désire travailler à de hautes fréquences, l'utilisation de la méthode expérimentale est primordiale. Toutefois, on peut considérer que, dans le cas des deux premiers modes, l'erreur induite reste raisonnable.



*Figure (II - 6) : courbes de dispersions théoriques et points de mesures.
 Calcul 1 : épaisseur 4,5 mm - Calcul 2 : épaisseur 4,75 mm -
 Calcul 3 : épaisseur 5 mm. (empilement variable pour 1, 2, 3).*

d) Conclusion

En conclusion, nous avons vu que la méthode basée sur la double transformée de Fourier est, sans aucun doute, la mieux adaptée lorsqu'on désire mesurer un grand nombre de vitesses de phase en un minimum de temps. En effet, le fait de travailler, non plus à une fréquence temporelle fixe, mais sur une plage de fréquences, élargit considérablement le nombre de mesures de vitesses effectuées en une série d'acquisitions. De plus, cette méthode, comme nous le verrons dans le chapitre IV, est particulièrement intéressante pour l'identification des amplitudes des modes de Lamb lors d'une excitation de durée finie.

Néanmoins, comme c'est le cas lors des tests sur l'aile d'avion, il n'est pas possible avec une telle méthode d'exciter chaque mode sur toute la plage de fréquence, en particulier dans des domaines très dispersifs. D'autre part, la précision fréquentielle imposée étant la même sur toute la gamme de fréquence, l'erreur commise lors de la détermination de la vitesse peut se révéler importante à certaines fréquences, en particulier en présence de nombreux modes dans une même région. Par conséquent, si l'on désire connaître de façon précise les vitesses de

phase de l'ensemble des modes à une fréquence donnée, la méthode reposant sur la densité spectrale d'énergie (paragraphe 2.2.1) semble la mieux appropriée. Ainsi, selon le but poursuivi, nous utiliserons l'une ou l'autre des deux méthodes.

2.3. Mesures de vitesses de groupe

Concernant la détermination de la vitesse de groupe, celle-ci peut s'obtenir directement à partir des mesures de la vitesse de phase, à l'aide de la relation suivante ⁵⁵ :

$$c_g = c - \lambda \frac{dc}{d\lambda} \quad (\text{II - 15})$$

Ce travail s'avère cependant long et fastidieux puisqu'il requiert un grand nombre de mesures de vitesses de phase si l'on veut obtenir une grande précision pour les vitesses de groupe. En effet, des erreurs de faible importance dans la mesure des vitesses de phase peuvent entraîner des erreurs significatives dans le calcul des vitesses de groupe.

D'autre part, dans le cas d'applications telles que la triangulation en émission acoustique ou encore le contrôle actif, il est nécessaire de mesurer les vitesses de groupe des paquets d'ondes se propageant dans les structures.

L'ensemble de ces raisons a donc contribué au développement de techniques expérimentales performantes pour la mesure de vitesses de groupe. Nous présentons dans les paragraphes suivants quelques unes de ces techniques de mesures.

2.3.1. Détermination des vitesses de groupe par intercorrélation

a) Principe de mesure

Une des techniques les plus utilisées est celle développée par Ziola *et al* ⁹³ comme il a été rappelé au chapitre I, paragraphe 2.3.2.

Le principe est le suivant : lorsqu'on a une excitation en un point de la structure (du type impact, rupture de fibres, transducteur piézoélectrique, etc ...), celle-ci est reçue par un transducteur positionné en un second point. Le travail consiste alors à extraire du signal temporel reçu par ce transducteur chacune des fréquences qui le compose. En effet, si l'on arrive à isoler chacune des composantes fréquentielles excitées par la source acoustique, on peut mesurer les différences de temps de vol de ces fréquences et en déduire les vitesses de groupe des modes de Lamb générés dans la structure.

b) Utilisation de l'intercorrélation

Afin de localiser une fréquence déterminée F_1 dans la réponse du transducteur, Ziola *et al*⁹³ proposent de corréler le signal numérique $y(t)$ enregistré par le transducteur récepteur avec un second signal numérique $x(t)$ défini comme suit :

$$x(t) = e^{-[(t-t_1)^2/\tau^2]} \cos(2\pi F_1 t) \quad (\text{II} - 16)$$

dans lequel t_1 est égal à la moitié de la longueur du signal $x(t)$ et τ est le facteur de forme de l'impulsion gaussienne. F_1 correspond à la fréquence que l'on cherche à déterminer dans le signal $y(t)$. L'impulsion gaussienne joue ici le rôle de fenêtre, elle permet d'amortir graduellement la fonction cosinus tout en limitant l'étalement du spectre autour de la fréquence F_1 .

Le résultat de cette intercorrélation a donc pour expression :

$$R_{xy}(r\Delta t) = \frac{1}{N-r} \sum_{n=1}^{N-r} x(n) y(n+r) \quad (\text{II} - 17)$$

dans laquelle N et Δt correspondent respectivement au nombre total de points du signal et au pas d'échantillonnage temporel.

Le temps de vol de la composante fréquentielle F_1 est ensuite obtenu à partir de la valeur maximale (valeur positive) de cette intercorrélation. Certains auteurs⁹⁸ calculent plutôt le maximum de l'enveloppe de l'intercorrélation afin d'obtenir une meilleure précision.

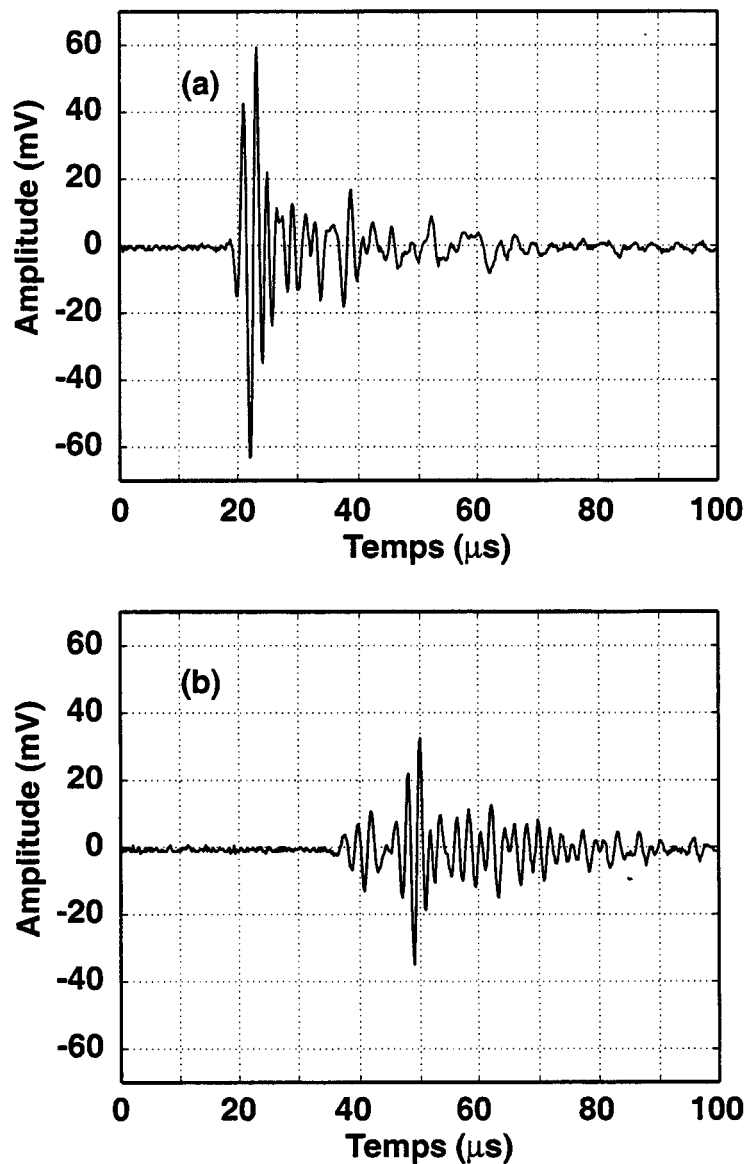
Pour finir, rappelons que, lors de la mesure, on ne dispose pas toujours du temps de référence, c'est-à-dire du temps correspondant au démarrage de l'excitation. Les temps de vol mesurés sont donc des temps relatifs. Par conséquent, l'emploi de plusieurs transducteurs (au minimum deux) positionnés à différentes distances de la source est nécessaire afin de mesurer les vitesses de groupe.

c) Mesures de vitesses de groupe dans une plaque composite orthotrope

Nous présentons, dans ce paragraphe, un exemple de mesure réalisé sur une plaque composite en carbone/époxy du type HTA/6376 (voir annexe D), de symétrie orthotrope $[0_4, 90_4, 0_4, 90_4, 0_2]_s$, et d'épaisseur 4,78 mm. Les capteurs choisis pour effectuer ces mesures sont du même type que ceux décrits précédemment (paragraphe 2.2.2); il s'agit de transducteurs sabots de fréquence centrale 500 kHz et d'angle d'incidence variable.

Le travail expérimental consiste à exciter, en un point de la plaque, un des transducteurs sabots avec un cycle de sinusoïde à la fréquence de 500 kHz et d'amplitude 10 V, afin de générer les ondes de Lamb sur une grande plage en fréquence. En outre, ces ondes sont générées principalement selon l'axe de symétrie orthotrope, puisque c'est dans cette direction que nous désirons connaître les vitesses de groupe (voir Chapitre IV). Le signal est ensuite reçu selon le même axe en deux autres points de la plaque à l'aide de deux autres transducteurs sabots.

Les figures [II - 7(a)] et [II - 7(b)] montrent l'exemple d'un signal enregistré respectivement à 5 et 17 cm de la source acoustique par les transducteurs sabots d'angle d'incidence égale à 30 degrés.



*Figure (II - 7) : (a) signal temporel enregistré à 5 cm de la source.
(b) signal temporel enregistré à 17 cm de la source.*

Après l'analyse de ces figures, nous constatons que la forme du signal évolue au cours de la propagation. Ceci découle directement des propriétés des ondes de Lamb. En effet, le signal ayant une bande de fréquence large, de nombreux modes sont excités dans la structure. Ainsi, les vitesses de chacun de ces modes étant différentes, le paquet d'ondes s'étire au fur et à mesure de la propagation. De plus, le caractère dispersif des ondes de Lamb engendre l'écrasement du signal. Cela se traduit par une baisse d'amplitude du signal en fonction de la distance parcourue.

Les figures [II - 8(a)] et [II - 8(b)] présentent l'intercorrélation des deux signaux précédents avec la fonction sinusoïdale modulée par la fenêtre gaussienne [équation (II - 16)]. Pour ce test, les constantes de temps de la fonction gaussienne, t_1 et τ sont égales respectivement à 40 μs et 20 μs , tandis que la fréquence F_1 de la sinusoïde est de 170 kHz.

Il est important de noter que de multiples pics sont présents dans l'enveloppe des fonctions d'intercorrélation. Ceci s'explique, d'une part, par l'existence à cette fréquence des deux modes fondamentaux (le mode S_0 et le mode A_0) et, d'autre part, par la réflexion de ces modes sur les bords de la plaque. En prenant le maximum de l'intercorrélation, nous mesurons donc le temps de vol du mode dont l'amplitude est la plus grande.

A partir des résultats de cette intercorrélation, les temps de vol t_1 et t_2 (figures [II - 8(a)] et [II - 8(b)]) correspondant aux maxima des enveloppes sont déterminés. La vitesse obtenue est le résultat de la division de la distance entre les deux récepteurs (à savoir 12 cm) par la différence ($t_2 - t_1$) des temps de vols mesurés : elle est égale à 1795 m/s. En se reportant aux courbes de dispersions théoriques de la plaque [figure (II - 9)], cette vitesse est identifiée comme étant celle du mode A_0 .

L'intercorrélation de ces signaux est ensuite répétée à d'autres fréquences. Ces derniers étant larges bandes, le calcul d'intercorrélation est réalisé pour des fréquences variant de 50 kHz à 750 kHz.

Il convient cependant de rappeler qu'une telle méthode ne donne avec certitude qu'une vitesse de groupe à chaque fréquence : celle correspondant au mode harmonique prépondérant. Par conséquent, afin d'obtenir la vitesse des autres modes, d'autres acquisitions sont également effectuées. Celles-ci sont réalisées en variant l'angle d'incidence du sabot afin de privilégier le domaine d'excitation des modes, pour lesquels nous ne disposons pas de points de mesure.

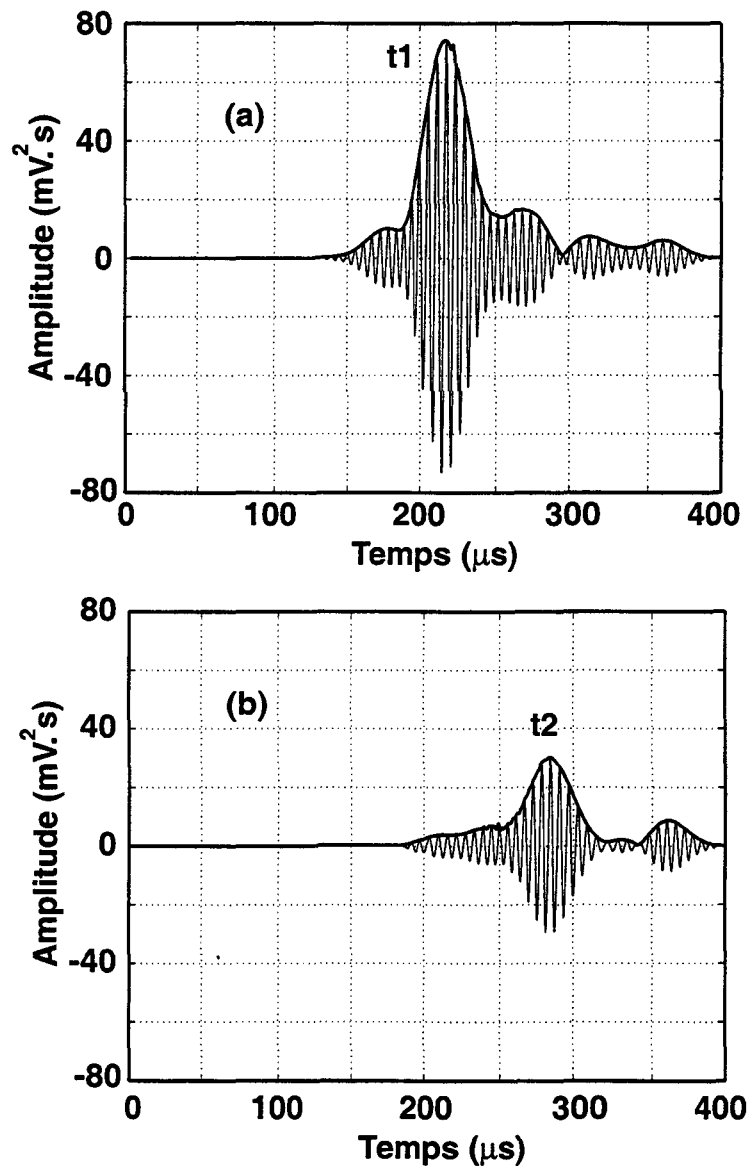


Figure (II - 8) : résultats de l'intercorrélation pour le signal enregistré respectivement à (a) 5 cm de la source - (b) 17 cm de la source.

La figure (II - 9) présente la comparaison entre les vitesses de groupe mesurées et celles déduites par le calcul analytique. Les courbes théoriques sont directement dérivées du calcul des vitesses de phase à l'aide de la relation (II - 15).

Après l'analyse de ces courbes, nous constatons que les valeurs expérimentales et calculées concordent quelle que soit la fréquence.

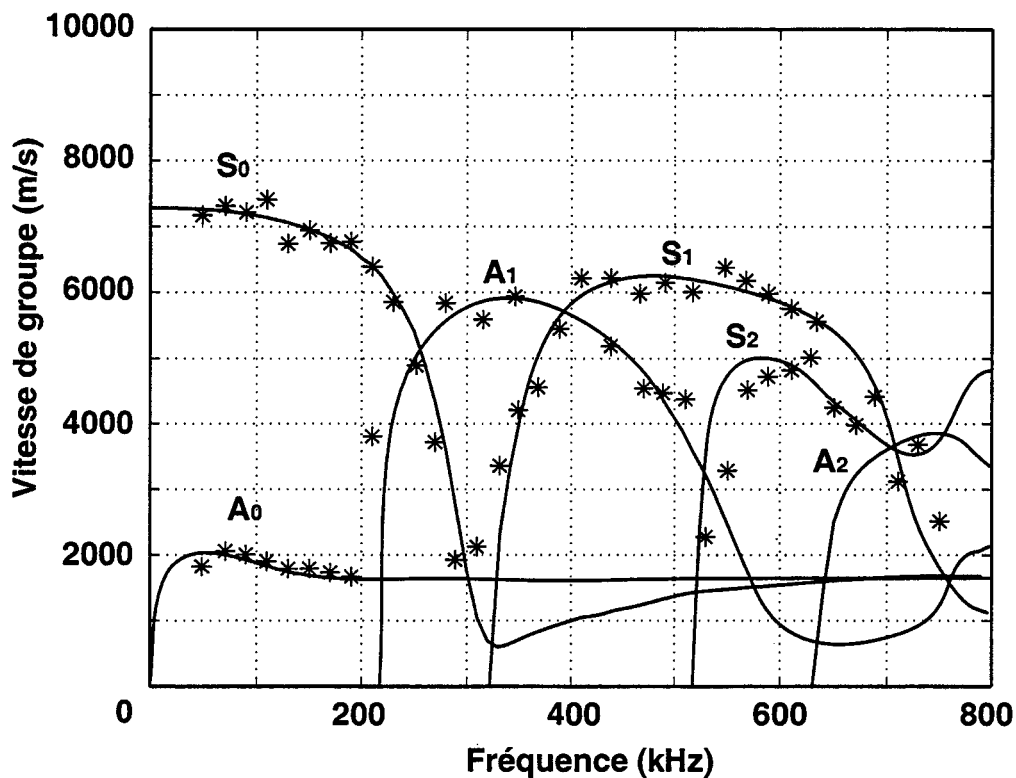


Figure (II - 9) : Courbes de dispersion théoriques pour la plaque de symétrie orthotrope : comparaison avec les vitesses de groupe mesurées.

d) Conclusion

En conclusion, la méthode d'intercorrélation donne des résultats satisfaisants concernant la mesure des vitesses de groupe. Elle permet, en effet, avec un minimum d'acquisitions, de déterminer un grand nombre de vitesses. Toutefois, son inconvénient majeur reste le caractère monomode de la mesure. En effet, contrairement aux méthodes de mesures précédentes, il est impossible de déterminer l'ensemble des modes se propageant à une fréquence donnée à partir d'un seul type de capteur. Il est nécessaire, dans ce cas, de changer l'excitation en modifiant par exemple l'angle d'incidence du sabot, afin de privilégier les modes qui nous intéressent.

2.3.2. Développement de méthodes temps - fréquence pour la mesure de vitesse de groupe

De nouvelles techniques de mesure des ondes de Lamb apparaissent. Ce sont les méthodes de traitement de signal reposant sur le temps - fréquence ou temps - échelle.

Parmi les auteurs qui ont utilisé les techniques de temps - fréquence, Prosser *et al*¹⁰⁶ ont appliqué avec succès la distribution de pseudo Wigner - Ville lissée (SPWVD : Smoothed Pseudo Wigner Ville Distribution). Ils l'ont expérimentée, d'une part, dans le cas d'un signal d'ondes de Lamb simulé dans une plaque d'aluminium et, d'autre part, dans celui d'une rupture

de mine sur une plaque composite. Ils démontrent notamment qu'il est possible par une telle méthode de distinguer les modes de Lamb générés dans une plaque à l'aide d'une seule acquisition.

Dans la même optique, Niethammer *et al*¹⁰⁷ proposent d'utiliser une méthode de réallocation du spectrogramme (R. S. : Reassigned Spectrogram) pour déterminer de manière précise les courbes de dispersion des modes de Lamb dans une plaque d'aluminium.

Enfin, d'autres analyses temps - fréquence sont également développées. Par exemple, Han *et al*¹⁰⁸ emploient la transformée en ondelettes (WT: Wavelet Transform) pour analyser des signaux d'ondes de Lamb issus d'une excitation laser sur une plaque composite, afin de caractériser les propriétés anisotropes du matériau.

Cette liste n'est pas exhaustive, il existe encore de nombreuses autres applications.

Nous présentons, dans ce paragraphe, une étude comparative de trois de ces transformées : la transformée de Fourier à fenêtre glissante, la transformée en ondelettes et la transformée de pseudo Wigner - Ville lissée. L'objectif est de mettre en avant les avantages et inconvénients de chacune des trois méthodes pour la mesure de vitesses de groupe.

a) Présentation de l'analyse temps - fréquence¹⁰⁹

Le principe de l'analyse temps - fréquence consiste à décomposer un signal transitoire en diverses fonctions élémentaires limitées dans le temps, afin d'en analyser les fragments successifs. Par comparaison avec la FFT, l'originalité de cette méthode est d'obtenir une information simultanée sur les propriétés fréquentielles et temporelles du signal.

- La transformée de Fourier à fenêtre glissante

La première forme de représentation temps - fréquence connue est la transformée de Fourier à fenêtre glissante (STFT : Short Time Fourier Transform). Cette méthode consiste à déplacer le long du signal une fenêtre, afin d'effectuer un découpage temporel du signal. Une transformée de Fourier est ensuite appliquée à chacune des tranches du signal. Par ce procédé, il devient possible de connaître le contenu fréquentiel moyen de chacune des plages temporelles découpées.

Pour l'étude d'un signal numérique, cette transformée est généralement discrétisée de la manière suivante :

$$S_{\text{STFT}}(m, f) = \sum_{n=0}^{N-1} s(n) w(n - m) \exp[-2j\pi f(n - m)] \quad (\text{II} - 18)$$

m représente dans cette formule le paramètre de translation en temps de la fenêtre (w) et f est la fréquence temporelle numérique. N correspond, quant à lui, au nombre total de points du signal.

La longueur de la fenêtre (w) joue un rôle important. Ainsi, si on utilise une fenêtre de courte durée, on optimise la localisation temporelle (incertitude Δt) tout en détériorant la résolution fréquentielle (Δf). Inversement, le choix d'une large fenêtre entraîne une résolution fréquentielle précise, mais dégrade l'analyse temporelle. Cette propriété est directement liée à l'inégalité d'Heisenberg - Gabor ¹¹⁰, qui stipule que le produit de la résolution en fréquence par la résolution en temps est bornée inférieurement : $\Delta t \Delta f > 1/4\pi$. Par conséquent, un compromis demeure inévitable concernant ces deux résolutions.

D'autre part, un inconvénient majeur de ce procédé est la longueur de la fenêtre car elle fixe définitivement ces résolutions. Il est donc impossible d'analyser simultanément des phénomènes dont les échelles de temps sont différentes.

- La transformée en ondelettes (WT : Wavelet Transform)

Concernant la transformée en ondelettes, le traitement s'effectue cette fois-ci à l'aide d'une fonction spéciale $h(t)$ appelée "ondelette mère". Elle est, d'une part, translatée en temps afin de sélectionner la partie du signal à analyser, d'autre part, dilatée ou contractée à l'aide d'un paramètre d'échelle (a), afin de pouvoir "zoomer" sur les phénomènes intéressants. La famille d'ondelettes obtenue,

$$h_{b,a}(t) = |a|^{-1/2} h\left[\frac{t-b}{a}\right] \quad (\text{II} - 19)$$

s'assimile alors à une série de filtres qu'on applique au signal.

La transformée en ondelettes continue s'écrit donc sous la forme :

$$S_{\text{WT}}(b,a) = \int_{-\infty}^{+\infty} s(t) h_{b,a}^*(t) dt \quad (\text{II} - 20)$$

dans laquelle $h_{b,a}^*$ est le complexe conjugué de $h_{b,a}$.

Le résultat de cette transformée est une décomposition temps - échelle, puisqu'elle dépend, d'une part, du paramètre de translation temporelle (b), d'autre part, du paramètre d'échelle (a). Il existe cependant une relation liant la fréquence et l'échelle. Ainsi, si l'on considère que l'ondelette mère est localisée dans le domaine fréquentiel autour de la fréquence F_0 , on peut démontrer que la famille d'ondelettes ($h_{b,a}$) est positionnée à la fréquence F_0/a . Donc, la transformée en ondelettes peut être également représentée en temps - fréquence.

En outre, comme pour la transformée de Fourier à fenêtre glissante, la précision, que l'on peut obtenir sur les valeurs fréquentielles et temporelles, est limitée par le principe d'incertitude d'Heisenberg - Gabor. Ainsi, l'analyse temps - fréquence pour ce type de transformée ne permet pas une localisation temporelle précise des basses fréquences. Elle permet par contre de localiser les hautes fréquences avec précision dans le temps : la résolution fréquentielle obtenue est alors dégradée. Ainsi, bien que la transformée en ondelettes soit très utilisée en raison de ses propriétés d'analyse multi-échelle, elle ne permet pas de s'absoudre du problème lié à la résolution fréquentielle et temporelle.

Dans les applications pratiques, l'intégrale est évaluée numériquement en choisissant comme pas d'intégration le pas d'échantillonnage temporel du signal $1 / F_e$ (F_e représentant la fréquence d'échantillonnage du signal analysé). En outre, les paramètres de translation (b) et d'échelle (a) sont discrétisés tels que $a = 2^{r/4}$ et $b = m / F_e$ (r et m étant des entiers). La transformée en ondelettes calculée se réécrit donc sous la forme suivante :

$$S_{wt}(m, r) = 2^{-(r/8)} \sum_{n=1}^N s(n) h\left(\frac{n-m}{2^{r/4}}\right) \quad (\text{II - 21})$$

-La distribution de pseudo Wigner Ville lissée.

Une autre forme d'analyse temps - fréquence est la distribution de Wigner - Ville (WVD). Sa forme discrète est généralement définie de la façon suivante :

$$S_{wvd}(m, f) = \sum_{n=0}^{N-1} z(m+n) z^*(m-n) \exp(-2j\pi f n) \quad (\text{II - 22})$$

z et z^* sont ici des signaux analytiques. Ils sont obtenus à partir du signal réel, à l'aide de la transformée de Hilbert \mathcal{H} ¹⁰⁵ : $z(n) = s(n) + j \mathcal{H}[s(n)]$ et $z^*(n) = s(n) - j \mathcal{H}[s(n)]$. On appelle $\mathcal{H}[s(n)]$, le signal issu du filtrage de $s(n)$ par le filtre de Hilbert à temps discret. Pour rappel, la fonction de transfert de ce filtre s'écrit : $H(f) = -i \text{sign}(f)$.

Contrairement aux transformées précédentes, la distribution de Wigner - Ville n'est pas limitée par le principe d'Heisenberg - Gabor. Son caractère bilinéaire engendre, par contre, d'autres inconvénients. Ainsi, des flux d'énergie négatifs et des termes d'interférences, qui n'ont aucun sens physique, peuvent apparaître.

Afin de réduire ces interférences, il est donc nécessaire d'effectuer un lissage en temps et en fréquence de la distribution de Wigner-Ville. Dans ce but, des fenêtres de lissages gaussiennes (g) et (h), de tailles respectives t_g et f_h , sont utilisées. Elles permettent l'élimination des interférences dans le domaine temporel (g) et dans le domaine fréquentiel (h).

La fonction obtenue est appelée distribution de pseudo Wigner Ville lissée (SPWVD). Elle s'écrit alors :

$$S_{\text{SPWVD}}(m, f) = \sum_{p=m-\frac{1}{2}}^{m+\frac{1}{2}} \sum_{q=f-\frac{1}{2}}^{f+\frac{1}{2}} S_{\text{WVD}}(p, q) g(p-m) h(q-f) \quad (\text{II- 23})$$

Il convient de noter toutefois que, si le lissage permet d'éliminer les termes d'interférences, son utilisation dégrade quelque peu les résolutions fréquentielles et temporelles.

b) Application à l'analyse d'un signal issu d'une rupture de mine

- description du dispositif expérimental

Le dispositif expérimental mis en place pour tester ces diverses analyses temps - fréquence est le suivant : des mines de crayons de diamètre 0,5 mm et de dureté H sont cassées sur la surface d'une plaque composite, afin de produire un signal ondes de Lamb large bande. Le signal émis est ensuite reçu par des capteurs du type R-15 (capteur typiquement utilisé en émission acoustique). Enfin, les données sont transmises vers un ordinateur où le traitement de signal est effectué.

Afin de permettre l'étude du signal et donc la mesure de vitesses de groupe sur l'intervalle de fréquence [0 kHz ; 300 kHz], on choisit de l'échantillonner à la fréquence de 2,5 MHz. Les conditions de Shannon sont donc très largement respectées.

- exemple de signal de rupture de mine

La figure [II - 10 (a)] illustre l'exemple d'une rupture de mine appliquée sur une plaque composite de symétrie orthotrope $[0_4, 90_4, 0_4, 90_4, 0_2]_s$ et d'épaisseur 4,78 mm. Cette mesure est effectuée selon l'axe de symétrie orthotrope de la plaque et la distance choisie (d_{r-s}) entre la source et le récepteur est de 8 cm. Un deuxième récepteur est, en outre, utilisé afin de déterminer le temps (t_d) correspondant au temps de référence du démarrage de l'excitation.

L'analyse de la figure n'apporte que très peu de renseignements sur le contenu du signal. En effet, bien que l'on détermine par la technique du temps de vol l'apparition, dans un premier temps, du mode S_0 et dans un second temps, du mode A_0 , il est impossible de mesurer avec précision les vitesses de groupe de ces deux modes. Une analyse plus précise est donc nécessaire, c'est pourquoi nous avons par la suite appliqué sur ces données les trois transformées présentées au paragraphe précédent.

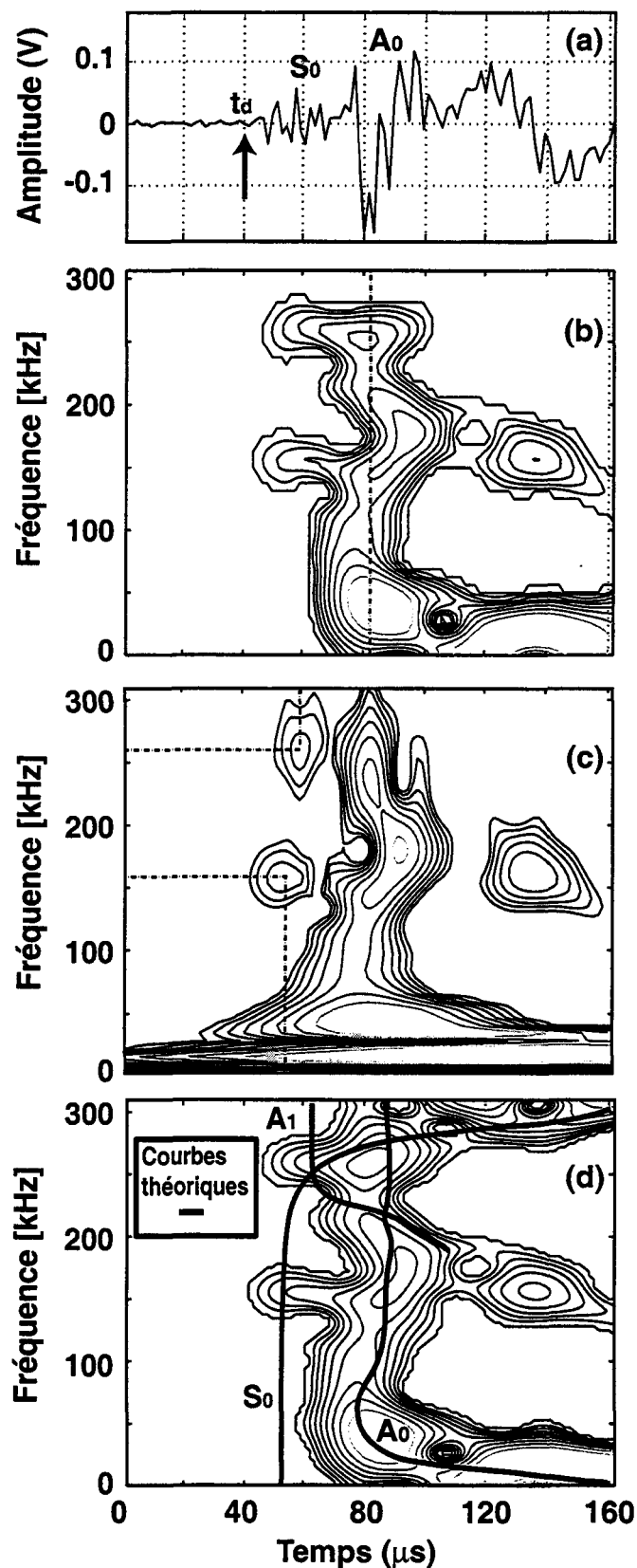


Figure (II - 10) : (a) réponse du capteur PACR-15 à une rupture de mine
(b) spectrogramme - (c) scalogramme - (d) distribution de pseudo Wigner Ville lissée

-analyse temps-fréquence

La figure [II - 10(b)] présente les résultats de l'analyse temps - fréquence calculés à l'aide de la transformée de Fourier à fenêtre glissante. La fenêtre choisie, pour ce traitement, est une fenêtre de type Hamming. Le graphe obtenu, appelé spectrogramme, est déterminé à partir du carré du module de la transformée de Fourier à fenêtre glissante, afin de représenter l'énergie du signal en fonction de la fréquence et du temps.

L'analyse du spectrogramme nous permet d'observer une forte concentration d'énergie au temps $t = 80 \mu\text{s}$, sur le domaine de fréquence [50 kHz ; 300 kHz]. Or, si l'on se reporte au calcul des courbes de dispersion effectué sur ce type de plaque [Figure (II - 9)], seul le mode A_0 n'est pas dispersif sur un tel domaine en fréquence. Par conséquent, cette concentration d'énergie est identifiée comme étant celle transportée par le mode A_0 .

D'autre part, le calcul des vitesses de groupe du mode A_0 peut alors être effectué en déterminant dans le plan temps - fréquence, les positions temporelles des valeurs maximales de concentration d'énergie de chaque fréquence. Par exemple, à la fréquence de 100 kHz, le temps relatif (t) mesuré est de $80 \mu\text{s}$. En appliquant la relation suivante : $d_{r-s} / (t-t_d)$ (d_{r-s} étant la distance, $t-t_d$ le temps de propagation réel de l'onde), on obtient une vitesse de groupe pour le mode A_0 égale à 2000 m/s. Ce résultat concorde avec la vitesse de groupe calculée [figure (II - 9)]. Un tel graphe permet cependant difficilement d'identifier la présence d'autres modes.

La figure [II - 10(c)] représente l'analyse effectuée avec l'ondelette de Morlet [c'est l'ondelette généralement utilisée pour ce type de représentation (voir annexe F)]. A l'image du cas précédent, le graphe obtenu, appelé scalogramme, est déterminé à partir du carré du module de la transformée en ondelettes.

Si l'on compare les résultats obtenus avec ceux du spectrogramme, on constate que l'analyse temps-fréquence réalisée avec la transformée en ondelettes est imprécise aux basses fréquences. En revanche, cette analyse permet de discerner la présence de deux nouveaux points de concentrations d'énergie. On observe ainsi un premier point de concentration d'énergie autour de 150 kHz au temps $t = 51 \mu\text{s}$. En appliquant la même méthode que précédemment, on trouve une vitesse de 7200 m/s. En se reportant ensuite au calcul des courbes de dispersion, il apparaît que cette vitesse est celle du mode S_0 .

Le deuxième point de concentration d'énergie est situé autour de la fréquence 260 kHz au temps $t = 60 \mu\text{s}$. On trouve dans ce cas une vitesse de 4000 m/s. Il demeure pourtant impossible de connaître la nature du mode excité. Si l'on se reporte aux courbes de dispersions théoriques, deux modes sont, en effet, susceptibles d'être présents dans cette région : le mode S_0 et le mode A_1 .

Enfin, la figure [II - 10(d)] illustre les résultats engendrés par la distribution de pseudo Wigner Wille lissée. La forme de cette dernière étant bilinéaire, les valeurs obtenues permettent de représenter directement l'énergie du signal en fonction du temps et de la fréquence.

Il apparaît clairement que les résultats issus de ce dernier traitement sont très proches de ceux obtenus avec le spectrogramme. En effet, seul le mode A_0 est aisément identifiable par cette méthode.

D'autre part, nous avons tracé sur cette dernière figure, les courbes de dispersions théoriques que l'on devrait obtenir, en générant les trois premiers modes. La comparaison de ces courbes théoriques avec les différentes analyses temps - fréquence confirme les déductions précédentes quant à la nature des modes excités.

c) Conclusion

L'analyse temps - fréquence est donc un outil prometteur pour la mesure de vitesse de groupe. Si l'on compare cette méthode par rapport à la méthode de corrélation, son principal avantage est de représenter directement les vitesses des modes de Lamb excités dans le plan temps - fréquence. En revanche, nous avons vu qu'il n'est pas toujours facile de distinguer tous les modes à partir d'une seule transformée. L'emploi d'une telle méthode nécessite donc un traitement de signal plus approfondi que lors de l'utilisation de la méthode de corrélation, si l'on veut obtenir des mesures pour l'ensemble des ondes.

3. Conclusion générale

Dans ce chapitre, nous avons vu que la mesure des vitesses des ondes de Lamb, en raison de leur caractère multimode et dispersif, est plus complexe que pour les autres types d'ondes.

Une recherche a donc été effectuée afin de présenter les principales techniques employées dans la littérature pour ce type de mesure. Ces méthodes ont ensuite été testées avec succès sur des exemples variés. Elles nous ont permis, d'une part, de mesurer avec précision les vitesses, d'autre part, elles ont contribué à une meilleure compréhension de la propagation des ondes de Lamb dans les structures étudiées.

L'objectif est maintenant de se servir de ces méthodes pour développer et améliorer le contrôle santé intégré.

Chapitre III

Etude de faisabilité du contrôle santé intégré développé

1. Introduction

Avant de poursuivre les recherches sur le contrôle santé intégré, développé au sein du laboratoire, il est nécessaire de s'assurer du bon fonctionnement de ce système sur des structures réelles. Dans cette optique, ce chapitre présente une série d'essais préliminaires effectués sur des structures aéronautiques.

Dans un premier temps, le système est expérimenté en fixant des capteurs à la surface de structures métalliques. L'objectif, ici, est de montrer la capacité du contrôle santé intégré développé précédemment à suivre des évolutions de fissures, lors d'un chargement en fatigue.

Dans un second temps, des essais sont effectués sur des structures composites, qui se présentent comme des parties d'ailes d'avion. Les tests visent, d'une part, à valider l'utilisation de ce système pour la détection de défauts réels et d'autre part, à confirmer son potentiel pour l'inspection de larges structures. L'étude prend en compte l'analyse de fissures engendrées lors d'impacts, ainsi que le décollement éventuel des raidisseurs intégrés à la structure.

2. Contrôle de fissures sur des structures métalliques ⁷

2.1. Introduction

Une enquête ¹¹¹, effectuée récemment dans le cadre du projet européen "Monitor*", montre que l'une des premières sources d'endommagement des structures aéronautiques métalliques, est le développement de fissures liées à la fatigue du matériau. Il est donc vital que le contrôle santé intégré développé puisse détecter et suivre l'évolution de ce type de fissure.

L'étude qui suit, décrit les essais réalisés avec le système de contrôle santé intégré, par ondes de Lamb, sur des plaques métalliques rivetées. Celui-ci est, en fait, utilisé en mode actif : l'inspection est effectuée en excitant les ondes de Lamb le long de la structure, à l'aide de transducteurs fonctionnant en émetteur-récepteur.

D'autre part, afin de compléter les résultats obtenus, un second moyen de surveillance est également appliqué. Il s'agit d'un système d'émission acoustique traditionnel. En effet, de

* voir Introduction générale.

nombreuses études ^{112,113} ont déjà démontré l'aptitude de cette technique à contrôler des fissures au sein de plaques métalliques.

Notons ici, que l'ensemble de ces essais a été effectué en collaboration avec Aérospatiale Matra.

2.2. Présentation des structures métalliques testées

Les structures métalliques utilisées dans cette étude sont des plaques d'aluminium constituées de joints rivetés. Elles sont conçues afin de représenter des structures métalliques d'avions. Les dimensions de ces plaques sont de 750 mm en longueur, 300 mm en largeur et de 2 mm d'épaisseur. En outre, les joints métalliques sont fixés à la structure par six rangées de rivets (84 rivets au total). Une description schématique de ces plaques est donnée à la figure (III - 1).

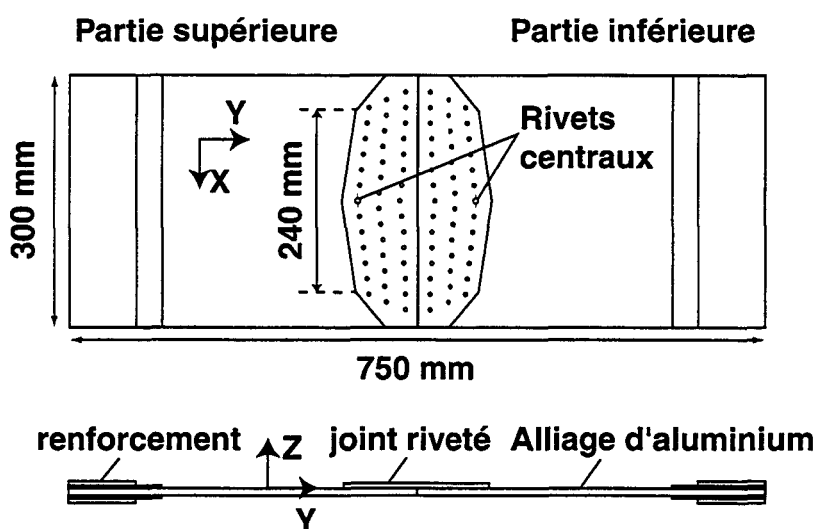


Figure (III - 1) : description schématique de la plaque métallique rivetée.

L'objectif de ce travail est d'étudier l'apparition et le développement de fissures de fatigue autour du joint. Dans ce but, les structures ont été fabriquées afin d'assurer une initiation de la fissure au niveau des deux rivets centraux. Ainsi, les trous correspondants à ces deux rivets ont été au préalable électriquement érodés (figure [III - 2 (a)]).

2.3. Résultats expérimentaux

L'ensemble des tests réalisés par la suite sont effectués à l'aide d'une machine hydraulique, qui charge en fatigue les structures jusqu'à la rupture complète.

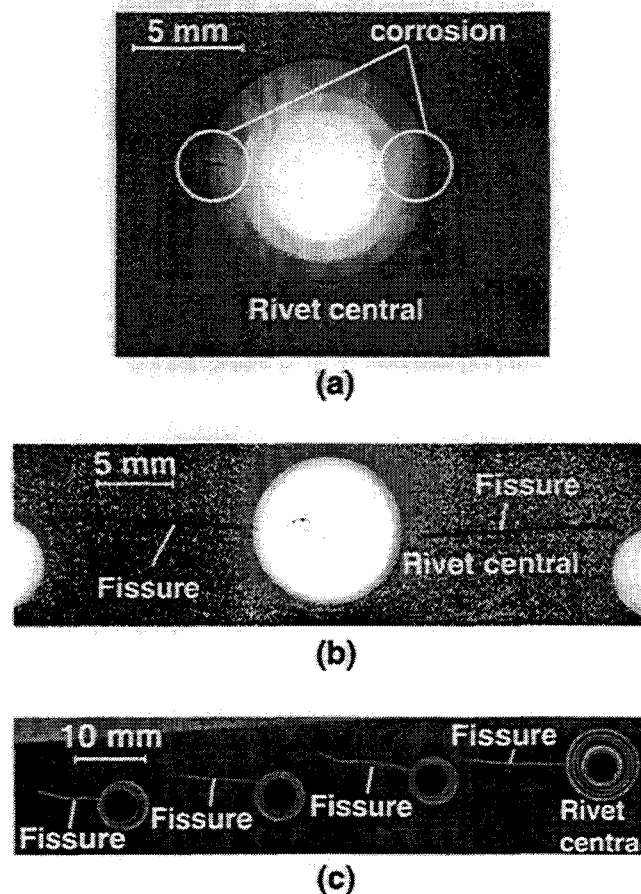
Les deux premières plaques sont soumises à un chargement sinusoïdal, d'amplitude constante et de valeur maximale de force égale à 32 kN. Nous avons choisi ce type de chargement car il

permet un développement progressif de la fissure et facilite donc la calibration des systèmes de contrôle utilisés.

En revanche, la troisième structure est testée avec un chargement aléatoire de type Falstaff⁷. Ce second type de chargement évalue les performances des systèmes de surveillance dans le cas de chargements plus proches de la réalité. Ce chargement correspond, en effet, aux conditions réelles subies par ce type de structure.

2.3.1. Analyse des résultats par rayons X

La première plaque est étudiée par rayons X afin, d'une part, de comprendre le mécanisme de propagation de la fissure au sein du joint, et d'autre part, de vérifier que celle-ci est bien initiée autour des deux rivets centraux.



*Figure (III - 2) : analyse par rayons X de la première plaque
(a) état initial - (b) après trois vies - (c) avant la rupture.*

La figure (III - 2) présente l'analyse de la partie supérieure de la plaque, par rayons X, à différents moments du chargement : à l'état initial, figure [III - 2(a)], après trois vies, figure

[III - 2(b)], c'est-à-dire trois blocs de 50 000 cycles, et juste avant la rupture (voir figure [III-2(c)]).

A l'état initial, la longueur des micro - fissures produites par corrosion électrique, de part et d'autre du rivet central, est de 1,8 mm. Après trois vies, la fissure se propage autour de ce rivet. L'initiation et le développement de la fissure au niveau des rivets centraux sont donc vérifiés pour ce type de chargement.

Enfin, nous observons des fissures de 13 mm de longueur après 223 808 cycles ainsi que l'apparition de nouvelles fissures sur le second (4 mm) et le troisième rivet (3 mm). Ces nouvelles fissures sont détectées juste avant la rupture de la plaque.

Après ces tests préliminaires par rayons X, le système d'émission acoustique et le contrôle santé par ondes de Lamb sont appliqués sur les deux autres structures. Toutefois, comme ces deux techniques ne peuvent pas fonctionner ensemble, des mesures ponctuelles sont effectuées avec le système utilisant les ondes de Lamb. On interrompt donc pendant une courte période le système d'émission acoustique, afin que les capteurs d'émission acoustique n'enregistrent pas la transmission des ondes de Lamb.

2.3.2. Analyse par ondes de Lamb

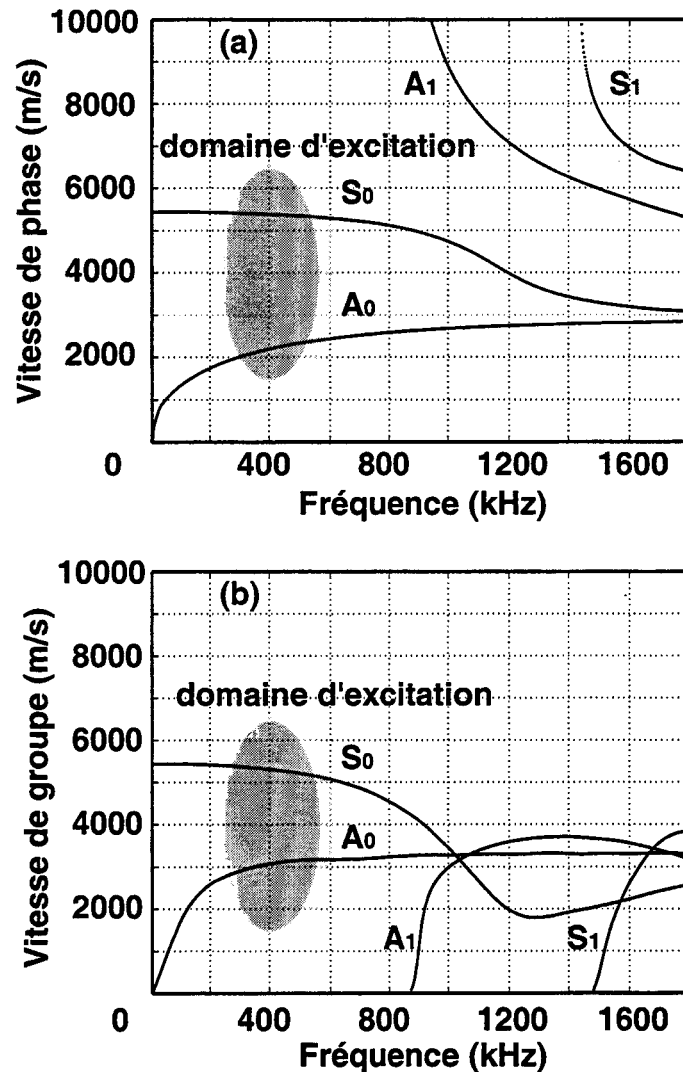
a) Recherche du domaine d'excitation optimal

Comme il a été expliqué lors du premier chapitre, les ondes de Lamb peuvent se propager sur de longues distances. Il est donc possible d'inspecter une large étendue avec deux capteurs fonctionnant en émetteur - récepteur. Toutefois, l'application d'un tel système engendre certaines difficultés. En effet, plusieurs modes de Lamb peuvent se propager dans les structures considérées. D'autre part, ces ondes, en raison de leur caractère dispersif, sont fortement dépendantes de l'excitation fréquentielle imposée.

La sensibilité et la distance de propagation sont les éléments indispensables au bon fonctionnement du système de surveillance. Il faut donc choisir un domaine d'excitation où les modes de Lamb sont à la fois peu dispersifs et capables d'interagir avec des défauts de petite taille.

Il est alors nécessaire de déterminer quels modes de Lamb peuvent être excités dans ces structures d'aluminium rivetées. Dans ce but, les courbes analytiques de dispersion sont calculées dans le cas d'une plaque d'aluminium de 2 mm d'épaisseur. Le modèle analytique utilisé est décrit en détail par Viktorov ⁵⁵.

Les figures [III - 3(a)] et [III - 3(b)] représentent respectivement les vitesses de phase et les vitesses de groupe en fonction de la fréquence.



**Figure (III - 3) : Courbes de dispersion pour la plaque d'aluminium
(a) Vitesses de phase - (b) Vitesses de groupe.**

De l'analyse des courbes de dispersion découlent différentes remarques : seuls les modes S₀ et A₀ sont excités dans la structure lorsque la fréquence est inférieure à 800 kHz. De plus, si cette fréquence est voisine de 400 kHz, la dispersion des modes S₀ et A₀ est relativement faible. Si les modes sont excités dans cette zone, la forme du paquet d'onde transmis sera donc identique au cours de la propagation et le maximum en amplitude décroîtra moins rapidement par rapport au bruit. D'autre part, la longueur d'onde du mode A₀ à 400 kHz est de 5 mm. Travailler dans cette zone permet donc un compromis satisfaisant entre la sensibilité d'une part, et le rapport signal sur bruit d'autre part.

b) Caractérisation du transducteur

La deuxième étape consiste à choisir le transducteur. L'utilisation de transducteurs sabots n'est cependant plus possible puisqu'ils ne peuvent pas être fixés de manière permanente sur la

structure. Nous avons donc décidé de travailler avec des éléments piézoélectriques du type P1-60, (une céramique piézoélectrique standard de "Quartz & Silice") polarisés selon l'épaisseur.

L'objectif ensuite est d'optimiser les éléments piézoélectriques pour la fréquence de travail qui nous intéresse. L'élément piézoélectrique sera excité à ses fréquences de résonances naturelles (latérale, épaisseur,...) plutôt qu'à toute autre fréquence. Cette méthode permet une conversion efficace de l'énergie électrique en énergie mécanique : les dimensions des éléments piézoélectriques doivent donc être choisies avec attention.

Généralement, les éléments piézoélectriques sont excités en résonance d'épaisseur (élongation et compression suivant l'épaisseur). Cependant notre volonté est de développer un capteur qui fonctionne non seulement sur des structures métalliques, mais aussi au sein de structures composites : le capteur choisi doit donc être de faible épaisseur. Dès lors, le mode en résonance épaisseur ne convient plus. La fréquence de résonance est, en effet, supérieure à 1,6 MHz lorsque l'épaisseur du capteur est inférieure à 1mm. Nous nous sommes donc intéressés au mode de vibration latérale (élongation et compression suivant la largeur dans le cas d'un parallélépipède) de cet élément piézoélectrique.

Les dimensions choisies pour le transducteur sont les suivantes : 1 mm*4 mm*15 mm (voir figure [(III - 4(a))]). La résonance latérale déterminée à partir des caractéristiques du P1-60 (voir annexe G) correspond approximativement à la fréquence de travail choisie précédemment.

Afin de confirmer ce comportement, l'impédance électrique des transducteurs non chargés est d'abord mesurée à partir d'un analyseur de réseau (HP 4194 A), puis elle est calculée grâce à la méthode des éléments finis (FEM). L'analyse de l'impédance électrique en fonction de la fréquence indique, en effet, les modes de résonance. En outre, le calcul des champs de déplacements par éléments finis permet de classer ces modes de résonances.

L'analyse numérique effectuée utilise le code d'éléments finis ATILA^{*,114}. De plus amples détails concernant son utilisation peuvent être trouvés dans la littérature^{36,115}. Nous rappellerons que la longueur de l'élément piézoélectrique étant environ quinze fois supérieure à l'épaisseur, l'hypothèse de déformations planes peut être envisagée. Ainsi, l'élément piézoélectrique est modélisé selon sa largeur et son épaisseur.

* Atila est un code éléments finis développé pour la conception de transducteurs. Il a été élaboré par le département de l'ISEN (IEMN), situé à Lille.

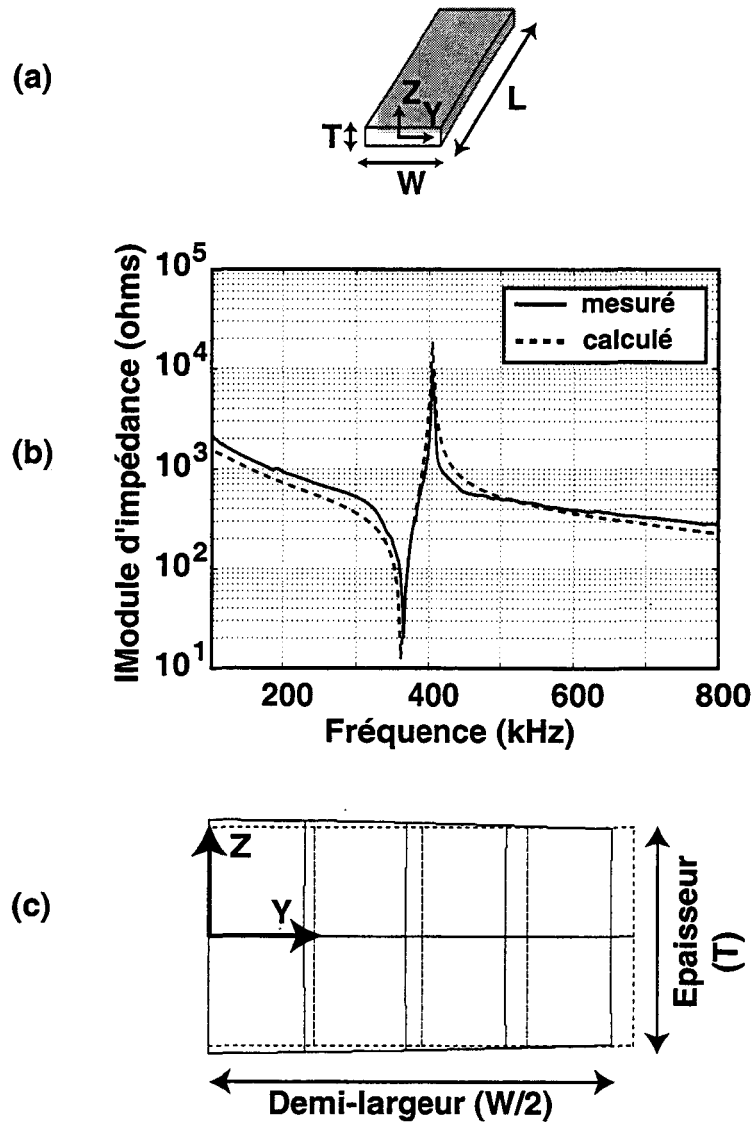


Figure (III - 4) : (a) élément piézoélectrique - (b) module d'impédance électrique mesuré et calculé - (c) champ de déplacement du transducteur à la fréquence de 400 kHz. (trait en pointillés : transducteur à la position initiale).

La figure [III - 4(b)] présente les résultats obtenus dans le domaine de fréquence [100 kHz; 800 kHz]. Nous observons sur ce graphe une parfaite adéquation entre les mesures expérimentales et l'analyse numérique. L'hypothèse de déformations planes est donc vérifiée sur ce domaine de fréquence.

Sur ces courbes, seul un mode de résonance est clairement visible. Le coefficient de couplage électromécanique de ce mode peut être déterminé grâce à la relation ¹¹⁶ :

$$k_e = \sqrt{1 - \left(\frac{f_r}{f_a} \right)^2} \quad (\text{III - 1})$$

dans laquelle f_r et f_a sont respectivement les fréquences de résonance et d'antirésonance du mode de vibration étudié. Ce mode paraît avoir un coefficient de couplage satisfaisant puisque k_e est égal à 43 %.

Enfin, la figure [III - 4(c)] montre le champ de déplacement de l'élément piézoélectrique à la fréquence de 400 kHz. Elle permet de vérifier que nous avons un mode latéral "quasi - pur".

Nous nous proposons donc d'utiliser le mode latéral de l'élément piézoélectrique pour exciter les ondes de Lamb dans les structures métalliques.

c) Instrumentation de la plaque

L'instrumentation de la plaque est présentée à la figure (III - 5). En premier lieu, les transducteurs sont fixés à 120 mm de part et d'autre du milieu de la plaque, leur largeur étant parallèle à la longueur de la structure. De plus, un générateur de fonction (HP 33120A) délivrant 5 cycles de sinusoïde d'amplitude 10 V, à la fréquence de 400 kHz (résonance latérale de l'élément piézoélectrique), est utilisé, d'une part, pour déclencher l'oscilloscope (HP 54522A 500 MHz) et d'autre part, pour exciter le transducteur émetteur. Les ondes excitées par cet élément piézoélectrique se propagent le long de la plaque en direction de la zone rivetée.

Ensuite, une partie du paquet d'ondes est réfléchié par les joints rivetés tandis que l'autre est transmise sur la seconde moitié de plaque. Finalement, le paquet d'ondes transmis est reçu par le deuxième élément piézoélectrique avant d'être amplifié (30 dB), filtré (filtre passe haut de fréquence de coupure 4 kHz) et transféré vers l'oscilloscope numérique. L'acquisition est, de plus, calculée en prenant la moyenne de 64 signaux : ceci permet d'améliorer le rapport signal sur bruit.

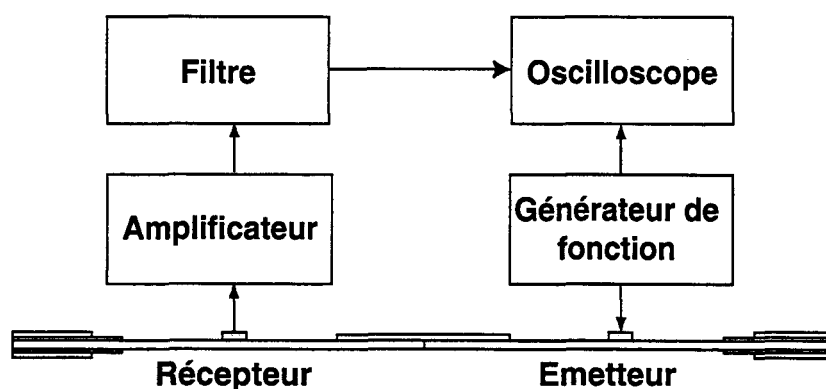


Figure (III - 5) : dispositif expérimental du contrôle santé par ondes de Lamb.

d) Analyse des résultats

La figure (III - 6) illustre un exemple typique de signal reçu après transmission le long de la plaque rivetée. Ce signal se distingue nettement de l'excitation électrique utilisée, en raison, d'une part, de la réverbération sur les joint rivetés et d'autre part, des différentes réflexions sur les bords de la plaque. Le signal reçu est alors composé de plusieurs paquets de modes A_0 et

S₀. C'est pourquoi, la séparation de ces modes dans la réponse obtenue, ne peut pas être réalisée.

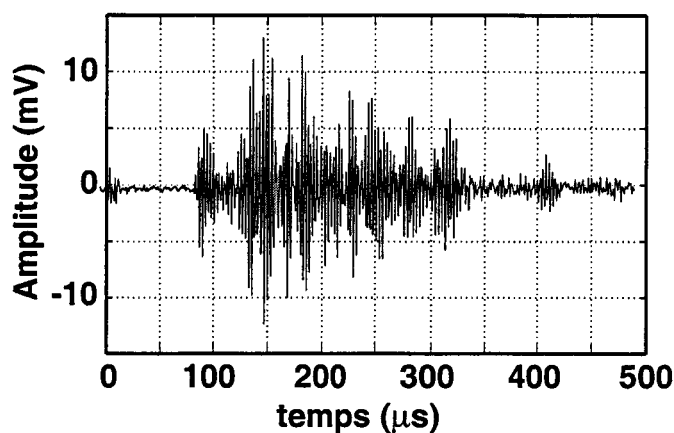


Figure (III - 6) : réponse typique de signal ondes de Lamb transmis.

Une meilleure compréhension du phénomène de transmission des ondes, le long du joint riveté, est actuellement impossible. En effet, même si certains auteurs^{76,117,118} ont étudié numériquement et analytiquement l'incidence des ondes de Lamb sur un obstacle (trou, joints collés, défauts,...), aucune modélisation n'a encore été présentée concernant la propagation des ondes de Lamb dans une plaque composée de multiples rivets. Ce problème étant très complexe, une approche par traitement de signal semble le meilleur moyen pour extraire des informations des données enregistrées.

- analyse temps - fréquence

Notre premier objectif a été de réaliser une analyse temps - fréquence des signaux reçus. Nous avons donc tracé le spectrogramme (voir paragraphe 2.3.2 du chapitre II) des signaux enregistrés au cours du chargement. Ces graphes mettent en évidence les variations de distribution d'énergie du signal ondes de Lamb reçu lors des tests de fatigue.

Par exemple, la figure (III - 7) illustre l'analyse temps - fréquence effectuée dans le cas de la seconde structure à 100 000 cycles [figure (III - 7(a))], puis à 107 000 cycles [figure (III - 7(b))], et enfin, à 180 000 cycles [figure (III - 7(c))]. Ces résultats annoncent l'apparition à 107 000 cycles d'une fissure d'une longueur de 8 mm : celle-ci se situe autour du rivet central, sur la partie supérieure de la plaque. Ce phénomène se traduit par des variations dans la distribution d'énergie entre 100 000 et 107 000 cycles.

De même, d'autres variations sont visibles à 180 000 cycles. Ces derniers changements sont la conséquence du développement d'une fissure près du second rivet central (partie inférieure de la plaque). Il est donc clairement démontré que, l'analyse temps - fréquence des signaux ondes

de Lamb peut être utilisée pour détecter l'émergence de macro - fissures, lors d'un chargement en fatigue.

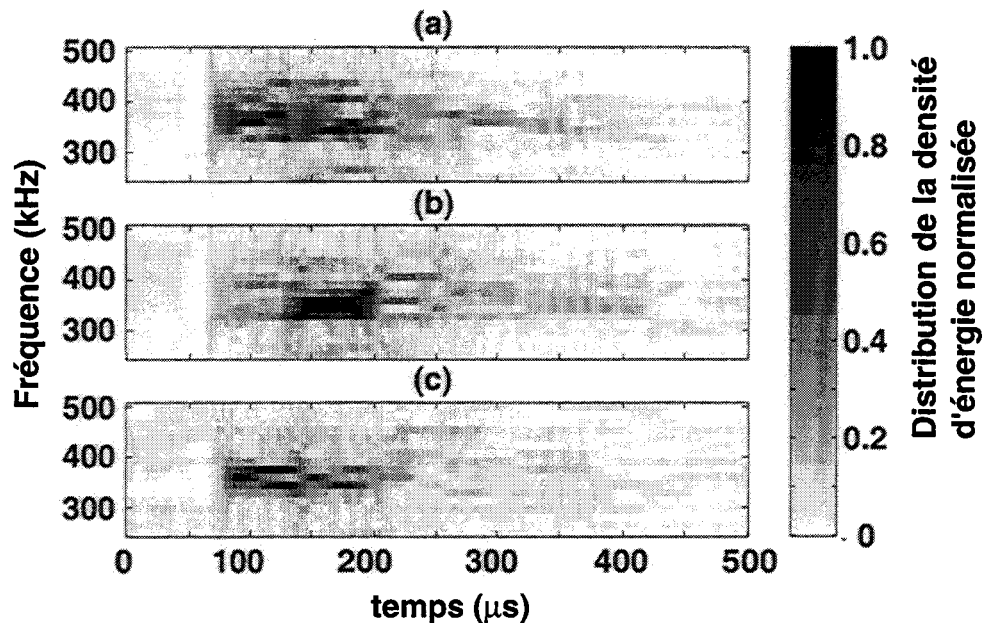


Figure (III - 7) : Analyse temps - fréquence du signal reçu sur la seconde structure (a) à 100 000 cycles - (b) à 107 000 cycles - (c) à 180 000 cycles.

Néanmoins, l'objectif principal de ces tests est d'évaluer la taille de la fissure. C'est pourquoi un paramètre capable d'estimer ces modifications est nécessaire.

-analyse à l'aide de la transformée de Hilbert¹⁰⁵

Dans un premier temps, l'enveloppe de chaque signal $x(t)$ enregistré, est calculée à partir de la relation suivante:

$$e(t) = \sqrt{x(t)^2 + \mathcal{H}[x(t)]^2} \quad (\text{III - 2})$$

Pour rappel, $\mathcal{H}[x(t)]$ est la transformée de Hilbert du signal $x(t)$. Elle est définie au chapitre II.

Dans un second temps, la dérivée de chacune de ces enveloppes est déterminée. D'un point de vue physique, calculer la dérivée de l'enveloppe du signal accentue les perturbations observées dans la distribution du signal.

Enfin, il convient de calculer la valeur temporelle, à laquelle cette dérivée est maximale. Le paramètre de mesure choisi est donc la différence entre la valeur temporelle obtenue au cours du chargement et celle calculée pour le signal de référence. Il sera ensuite nommé PDT (Paramètre de différence temporelle). Par exemple, la figure (III - 8) illustre une mesure de PDT (nous en prenons la valeur absolue) dans le cas de la seconde plaque.

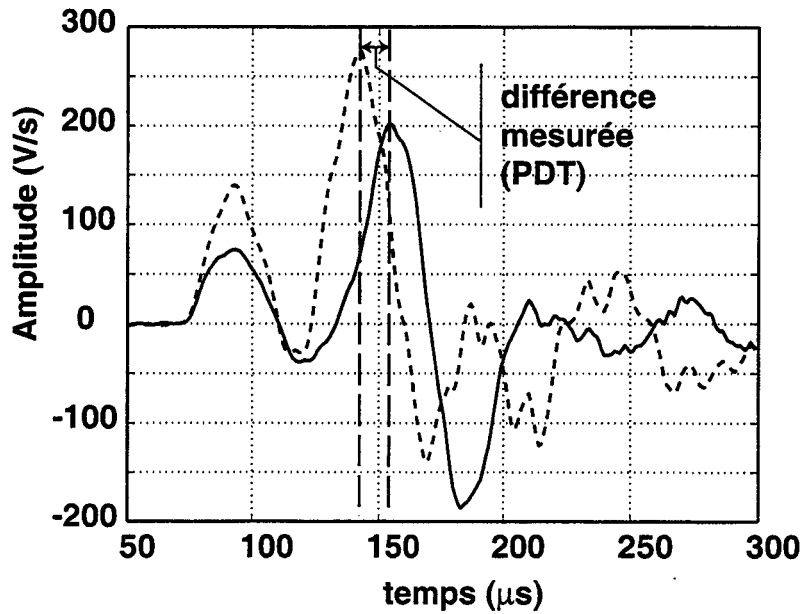


Figure (III - 8) : calcul des dérivées d'enveloppes dans le cas de la seconde plaque (trait pointillé : état initial, trait continu : à 107 000 cycles).

Cette opération est ensuite réalisée tout au long des chargements. Les figures [III - 9(a)] et [III - 9(b)] présentent les résultats obtenus.

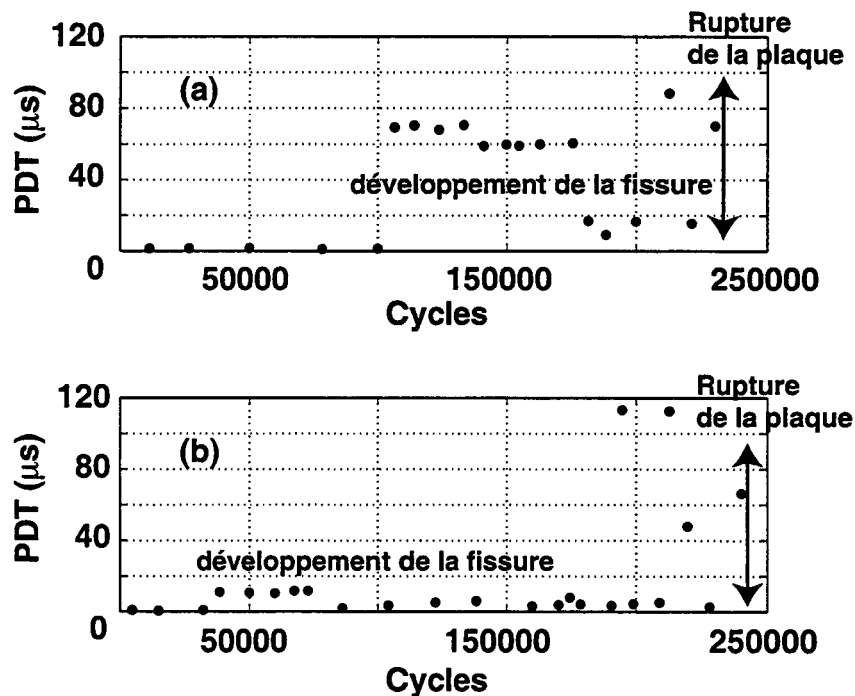


Figure (III - 9) : évolution du paramètre PDT en fonction du nombre de cycles (a) chargement d'amplitude constante - (b) chargement de type Falstaff.

Bien que chaque plaque soit soumise à des chargements en fatigue différents, des caractéristiques similaires apparaissent. On mesure, par exemple, des PDT d'une dizaine de microsecondes lors d'apparition de fissures d'environ 10 mm.

Sur la figure [III - 9(a)], la première fissure est détectée à 107 000 cycles. Nous obtenons, dans ce cas, un PDT de 70 microsecondes. Concernant le chargement de type Falstaff (figure [III - 9(b)]), les fissures apparaissent plus tôt, c'est-à-dire après 30 000 cycles. En revanche, le PDT n'évolue pas rapidement par la suite car le chargement de type Falstaff est moins "sévère" que le chargement sinusoïdal d'amplitude constante.

Enfin, vers 210 000 cycles, des variations importantes concernant la valeur de ce PDT sont observées dans les deux cas de chargement. Elles pourraient signaler la rupture des plaques, puisque celle-ci se produit quelques cycles plus tard.

Ces premiers résultats sont donc encourageants; ils permettent d'envisager l'utilisation du contrôle par ondes de Lamb pour suivre l'évolution de fissures.

2.3.3. Emission acoustique

a) Présentation du système d'émission acoustique

Afin d'effectuer une surveillance passive de la structure, on utilise quatre capteurs résonants de type R-15 (résonance à 150 kHz) [voir Figure (III -10)].

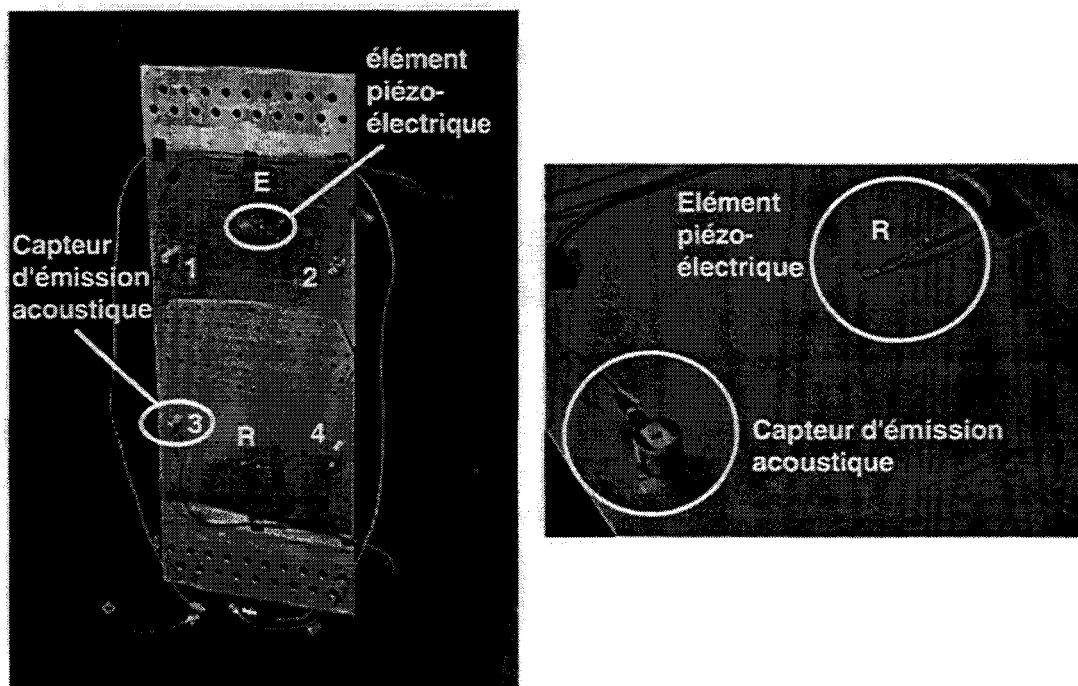


Figure (III - 10) : Plaque rivetée avec les deux types de capteurs (capteurs d'émission acoustique [1,2,3,4]; éléments piézoélectriques [R, E]).

Puisque le signal délivré lors de l'apparition des fissures est faible, il est nécessaire de placer un préamplificateur (de type Physical Acoustics Corporation (PAC) 1220A) en sortie de ces derniers. Ainsi, l'amplification choisie est de 40 dB. En outre, des filtres passe-bandes (125-250 kHz) sont incorporés dans la chaîne d'instrumentation dans le but d'éliminer les signaux hors bandes (bruit de chargement, ...).

Les signaux sont ensuite transférés sur un ordinateur (fréquence d'échantillonnage : 50 MHz) et analysés à partir du logiciel MISTRAS. Ce logiciel permet, de plus, l'enregistrement en temps réel des signaux d'émission acoustique, ainsi que la séparation des salves émises.

Les salves (ou événements) représentent l'émissivité du signal, c'est à dire tous les signaux d'émission acoustique discrète dont l'amplitude est supérieure à une tension de référence fixée (seuil du signal). Dans cette étude, seul les événements acoustiques supérieurs à 50 dB par rapport au bruit ambiant, sont mesurés.

b) Calibration du système d'émission acoustique

Des essais sont réalisés, dans un premier temps, afin de localiser des événements d'émission acoustique discrète. Cette localisation bidimensionnelle s'effectue à partir des temps d'arrivée d'un même événement sur les quatre capteurs répartis sur la structure.

Les performances du système utilisé sont testées à l'aide d'une source dite de Hsu-Nielsen (rupture de mine de diamètre 0,5 mm et de dureté H), qui est recommandée par le Groupe Européen d'émission acoustique.

Lorsque la structure est au repos, la localisation obtenue est précise. En revanche, dès qu'on applique le chargement en fatigue, cette méthode donne de mauvais résultats : dans ce cas, le bruit généré lors du chargement, engendre le choix d'un seuil de déclenchement des capteurs plus élevé. Mais alors, les signaux d'émission acoustique ne sont plus enregistrés par tous les capteurs.

En effet, si, par exemple, une salve d'émission acoustique discrète se produit sur la partie supérieure de la plaque, le signal, qui est transmis vers la partie inférieure, où se trouvent les deux autres capteurs, est très atténué. Il est impossible alors de le distinguer du bruit : la localisation bidimensionnelle ne peut pas être envisagée.

Par conséquent, la surveillance des fissures est réalisée par la suite à l'aide de deux localisations linéaires, qui suivent la largeur de la plaque [axe X sur la figure (III - 11)].

c) Résultats de l'émission acoustique

-cas du chargement sinusoïdal d'amplitude constante

Les figures (III - 11), (III - 12) et (III - 13) illustrent les résultats obtenus avec le système d'émission acoustique, qui surveille la seconde plaque. Chaque graphe correspond à une séquence de 25 000 cycles. En outre, la partie supérieure de la plaque est contrôlée par les capteurs 1 et 2 tandis que l'activité acoustique sur la partie inférieure est enregistrée par les capteurs 3 et 4.

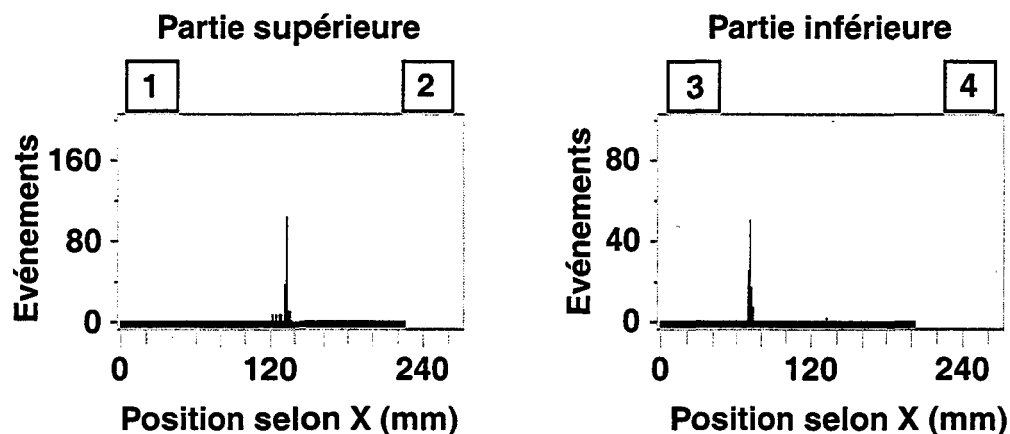


Figure (III - 11) : Événements d'émission acoustique discrète en fonction de la position, entre 85 000 et 110 000 cycles.

Sur la figure (III - 11), nous pouvons remarquer une activité importante sur la partie supérieure de la plaque entre 85 000 et 110 000 cycles. Cent dix événements sont en effet enregistrés à 125 mm du bord de la plaque, selon la direction X. Cette localisation correspond à la position du rivet central. Une fissure de taille de 8 mm s'est propagée autour de ce rivet. Cette inspection confirme donc que, cette soudaine activité est bien liée à l'apparition d'un endommagement. En revanche, aucun véritable changement n'est constaté sur la partie inférieure de la plaque malgré l'enregistrement d'événements acoustiques.

La figure (III - 12) présente l'activité acoustique enregistrée entre 110 000 et 160 000 cycles. Comme très peu d'événements sont mesurés, nous pouvons considérer que nous sommes dans une période de "sommeil acoustique". Toutefois, c'est très certainement durant cette période que les micro - fissures se développent avant de devenir des macro - fissures. Ce cas est illustré à la figure [III - 12(b)]. Des événements sont alors enregistrés autour du second rivet central (partie inférieure de la plaque).

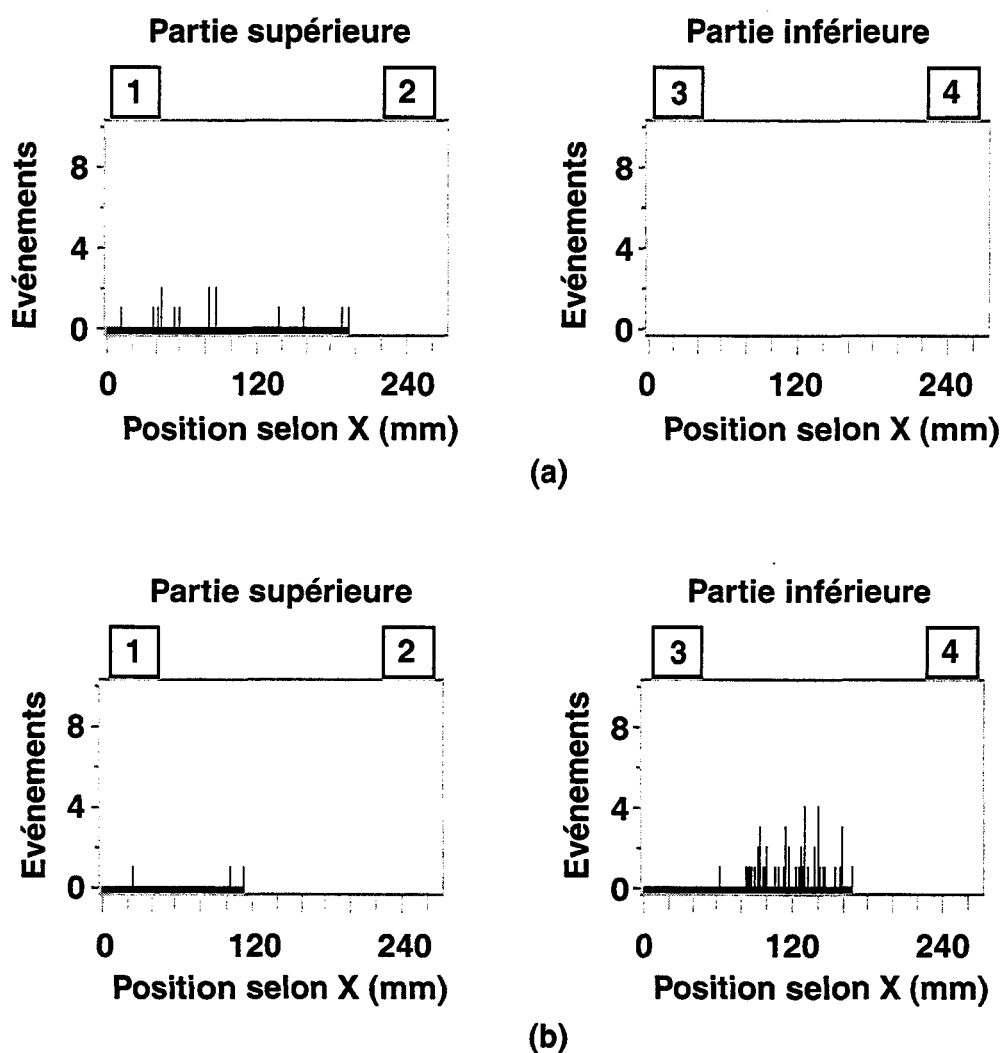


Figure (III - 12) : Evénements d'émission acoustique discrète en fonction de la position (a) entre 110 000 et 135 000 cycles - (b) entre 135 000 et 160 000 cycles.

La figure (III - 13) montre l'analyse de l'activité acoustique de 160 000 cycles jusqu'à 223 865 cycles, c'est-à-dire la rupture de la plaque. On constate que la majorité des événements apparaît sur la partie inférieure de la plaque. Cette activité est localisée entre 160 000 et 185 000 cycles près du second rivet central. D'autre part, l'inspection visuelle confirme le développement d'une fissure (12 mm) autour de ce rivet.

Enfin, cette fissure s'étend aux autres rivets à partir de 185 000 cycles. Elle engendre une forte activité, sur la partie inférieure de la plaque, entre 160 mm et 200 mm selon la direction X (voir figures [III - 13(b)] et [III - 13(c)]).

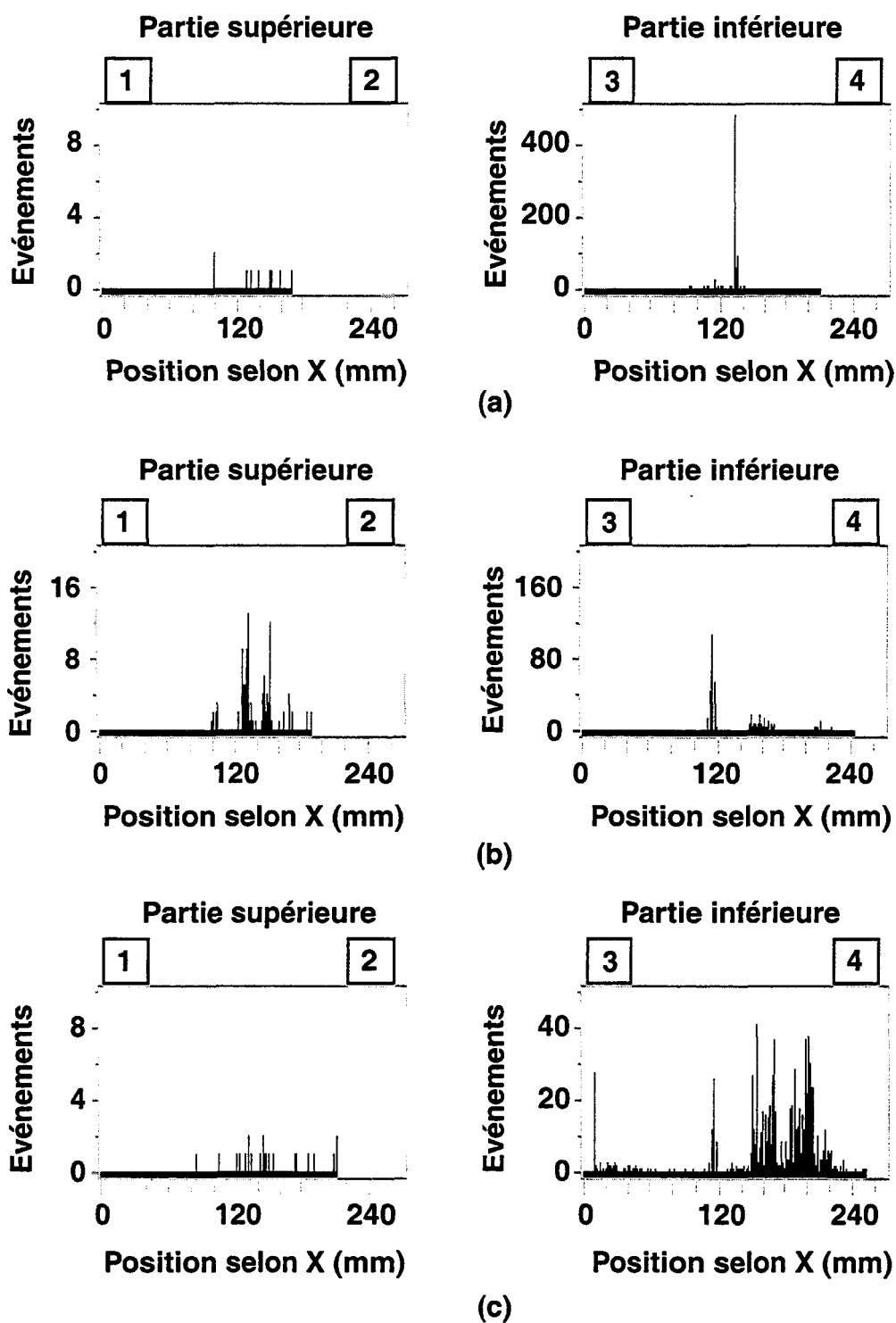


Figure (III - 13) : comme pour la figure précédente. (a) entre 160 000 et 185 000 cycles - (b) entre 185 000 et 210 000 cycles - (c) entre 210 000 et 223 865 cycles.

Lorsqu'on confronte ces résultats avec ceux obtenus par le contrôle santé reposant sur les ondes de Lamb (figure [III - 9(a)]), nous remarquons qu'ils coïncident. Ainsi, les deux systèmes indiquent l'apparition pour le second spécimen d'un premier endommagement vers

110 000 cycles. Entre 135 000 et 170 000 cycles, aucun des deux systèmes ne détecte une variation. Par contre, de nombreux changements sont observés peu avant la rupture.

- cas du chargement Falstaff

Dans le cas du chargement Falstaff, on représente d'une autre façon les données enregistrées par le système d'émission acoustique. Nous avons calculé les événements cumulés en fonction du nombre de cycles. Les résultats obtenus sont donnés à la figure (III - 14). Dans un premier temps, l'activité acoustique mesurée suit une courbe linéaire. Ensuite, à partir de 150 000 cycles, nous observons une brusque variation. Celle-ci est certainement due à l'apparition de multiples fissures en différents points du joint.

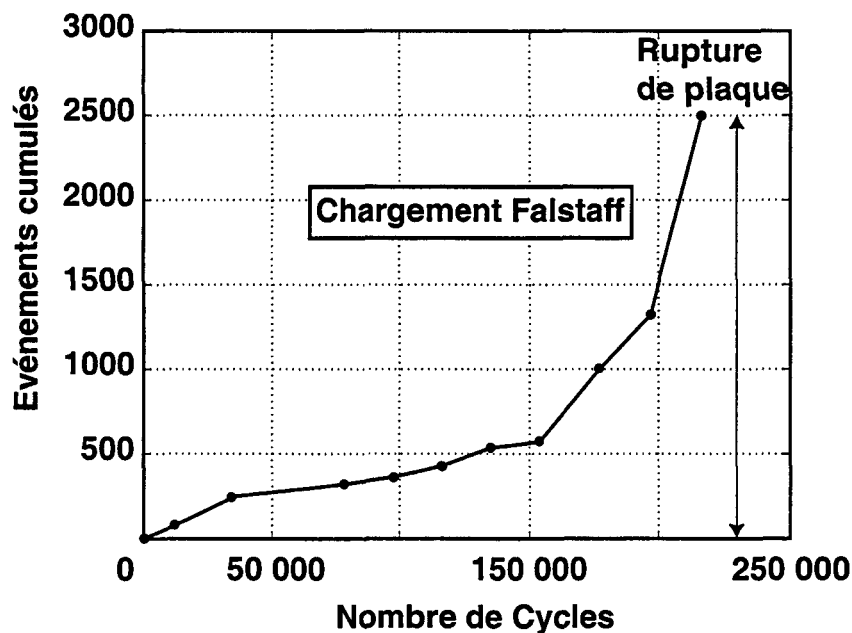


Figure (III - 14) : Evénements cumulés en fonction du nombre de cycles (analyse du troisième spécimen par le système d'émission acoustique).

Lorsqu'on compare les résultats de l'analyse par ondes de Lamb (figure [III -9(b)]) et ceux présentés ci-dessus, de fortes variations avant la rupture sont également visibles.

2.4. Conclusion

Dans cette série de tests, il est démontré que la méthode reposant sur le contrôle actif et celle du système d'émission acoustique concordent de manière satisfaisante. Leur utilisation commune permet en outre, d'une part, de suivre l'évolution des fissures engendrées lors du chargement en fatigue et d'autre part, de les localiser. Ces deux méthodes apparaissent donc particulièrement intéressantes pour la surveillance de structures aéronautiques métalliques .

3. Surveillance de structures composites

Comme pour les structures métalliques, une enquête ¹¹¹ est effectuée pour déterminer les principales sources d'endommagement des structures composites.

Cette étude démontre que les structures composites sont particulièrement sensibles aux chocs. En effet, des impacts mécaniques de l'ordre de quelques joules peuvent provoquer, soit des délaminages, soit des ruptures de fibres à l'intérieur de la structure. Ces défauts sont généralement invisibles de l'extérieur et peuvent entraîner rapidement des dégâts importants.

La deuxième source d'endommagement évoquée est le décollement des raidisseurs, qui sont fixés sur les structures aéronautiques. Cette dégradation est, pour sa part liée, aux charges dynamiques que subit la structure tout au long de sa durée d'utilisation.

Dans les deux cas, il est donc essentiel de prévenir ces incidents.

Dans les paragraphes qui suivent, le système de contrôle santé intégré développé est testé, dans un premier temps sur un modèle réduit et simplifié d'aile d'avion. L'objectif est de vérifier l'aptitude de ce système à détecter des défauts, engendrés par des impacts basses vitesses, ainsi qu'un éventuel décollement du raidisseur. Dans un deuxième temps, l'analyse se poursuit sur une partie d'aile d'avion comprenant cette fois-ci de multiples raidisseurs. Le but est de montrer que ce système de surveillance est également capable de fonctionner sur une structure "grandeur nature".

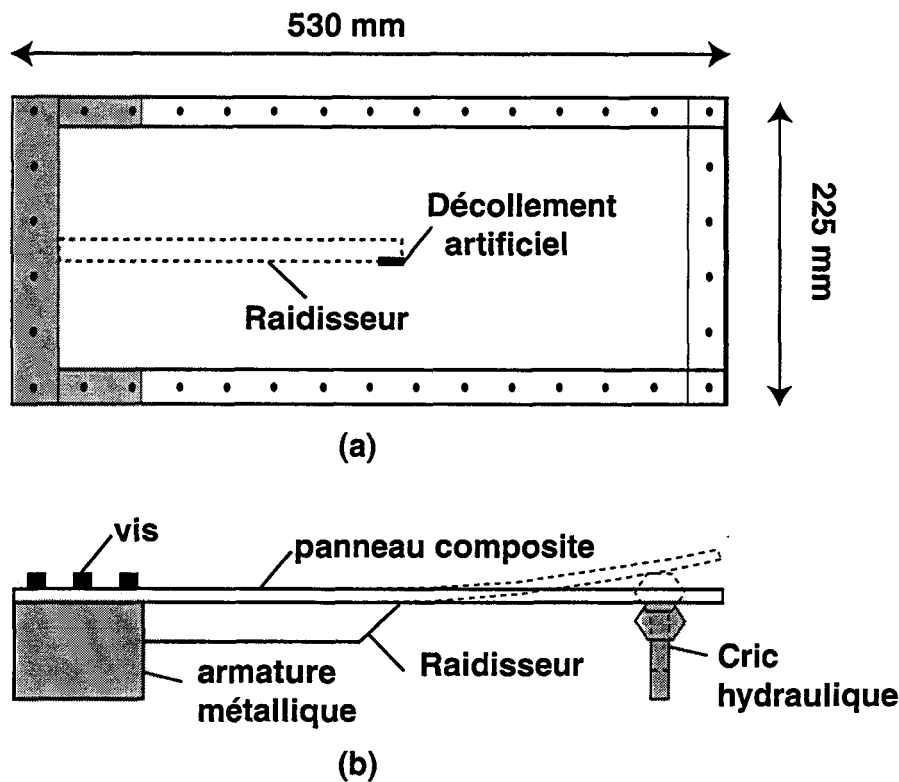
3.1. Vérification sur un modèle réduit et simplifié d'aile d'avion

3.1.1. Présentation des tests

a) Description de la structure

La structure étudiée représente un modèle très simplifié d'aile d'avion. Il s'agit d'un panneau en composite sur lequel est collé un raidisseur. Les dimensions de ce panneau sont de 530 mm de longueur, 225 mm de largeur et 4,8 mm d'épaisseur.

D'autre part, ce panneau est fabriqué à partir de plis de carbone/époxy de type T300/914 et d'épaisseur nominale 0,15 mm. Une description schématique de cette structure est proposée aux figures [III - 15 (a)] et [III - 15 (b)].



*Figure (III - 15) : présentation de la structure étudiée.
(a) vue de dessus - (b) vue de profil.*

b) Déroulement des essais

L'objectif de ce travail est d'étudier, d'une part, l'apparition d'endommagements lors d'impacts et, d'autre part, le décollement éventuel du raidisseur.

Dans cette optique, des essais d'impacts basses vitesses sont réalisés en un point de la plaque à l'aide d'une machine d'impact mobile. Ils sont, en outre, appliqués avec une énergie croissante (2J, 8J, 12J, 16J), afin de distinguer un impact non endommageant d'un impact endommageant. Enfin, après chaque impact, le panneau est balayé par une sonde ultrasonore pour vérifier si il y a eu endommagement.

Puis, la structure est soumise à un chargement en fatigue d'amplitude constante. Pour réaliser ce chargement, la structure est fixée d'un côté à l'aide de vis sur une armature métallique. Elle repose, à l'autre extrémité, sur un cric hydraulique (voir figure [III - 15(b)]). La flexion en fatigue imposée par le cric hydraulique permet un déplacement de la plaque d'amplitude égale à 30 mm. On suppose que ce chargement en fatigue suffit pour élargir le décollement artificiel introduit entre le raidisseur et le panneau composite.

3.1.2. Instrumentation de la plaque

Le contrôle est effectué à partir des mêmes capteurs que ceux utilisés sur les structures métalliques. Nous avons donc choisi pour cette étude, des éléments piézoélectriques de type P1-60, aux dimensions suivantes : 1 mm*4 mm*15 mm.

Un premier couple de capteurs E1, R1, est collé autour de la zone où sont appliqués les impacts (voir [Figure (III -16)]). Ils opèrent aussi bien en mode passif qu'en mode actif. Pour rappel, le diagnostic passif permet d'écouter les impacts. L'objectif est de déduire des signaux émis une relation avec l'apparition de l'endommagement. Le contrôle actif est, pour sa part, réalisé en excitant le capteur E1 avec un signal électrique constitué de huit cycles de sinusoïde, d'amplitude 10 V et de fréquence 400 kHz (excitation en mode latéral). Le signal transmis est ensuite reçu par l'élément piézoélectrique R1. Le diagnostic actif est donc issu de la comparaison entre les signaux reçus avant et après les impacts.

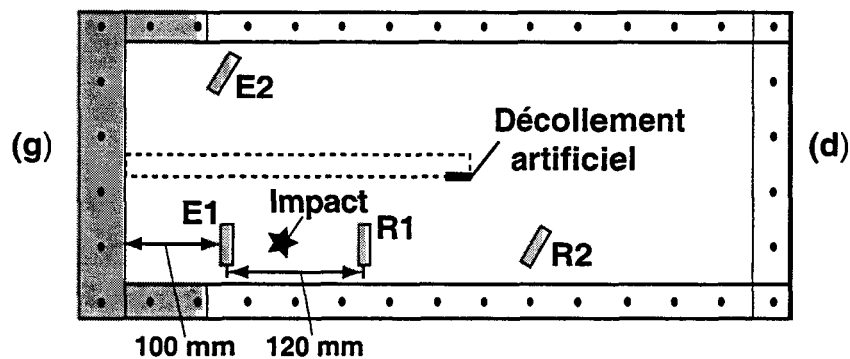


Figure (III - 16) : instrumentation du panneau.

D'autre part, un second couple de capteurs E2, R2, est employé. Ces deux capteurs sont utilisés afin de surveiller le décollement du raidisseur au cours du chargement en fatigue. Le contrôle n'est, dans ce deuxième cas, effectué qu'en mode actif.

3.1.3. Résultats expérimentaux

a) Analyse des impacts

- contrôle actif à partir du couple de capteurs E1,R1.

Afin de mieux comprendre la nature des ondes excitées entre les capteurs E1 et R1, les courbes de dispersions des ondes de Lamb doivent être calculées. La séquence d'empilement, qui correspond à la direction de propagation de ces ondes (de E1 vers R1), est de $[-45, +45, 0_3, -45, +45, 0_2, +45, -45, 90_2, -45, +45, 0]$ s. La figure (III -17) illustre donc les résultats obtenus pour cette symétrie. Notons que les modes transversales, qui ne sont que très peu excités et reçus par ce type de capteur, ne sont pas indiqués sur la figure.

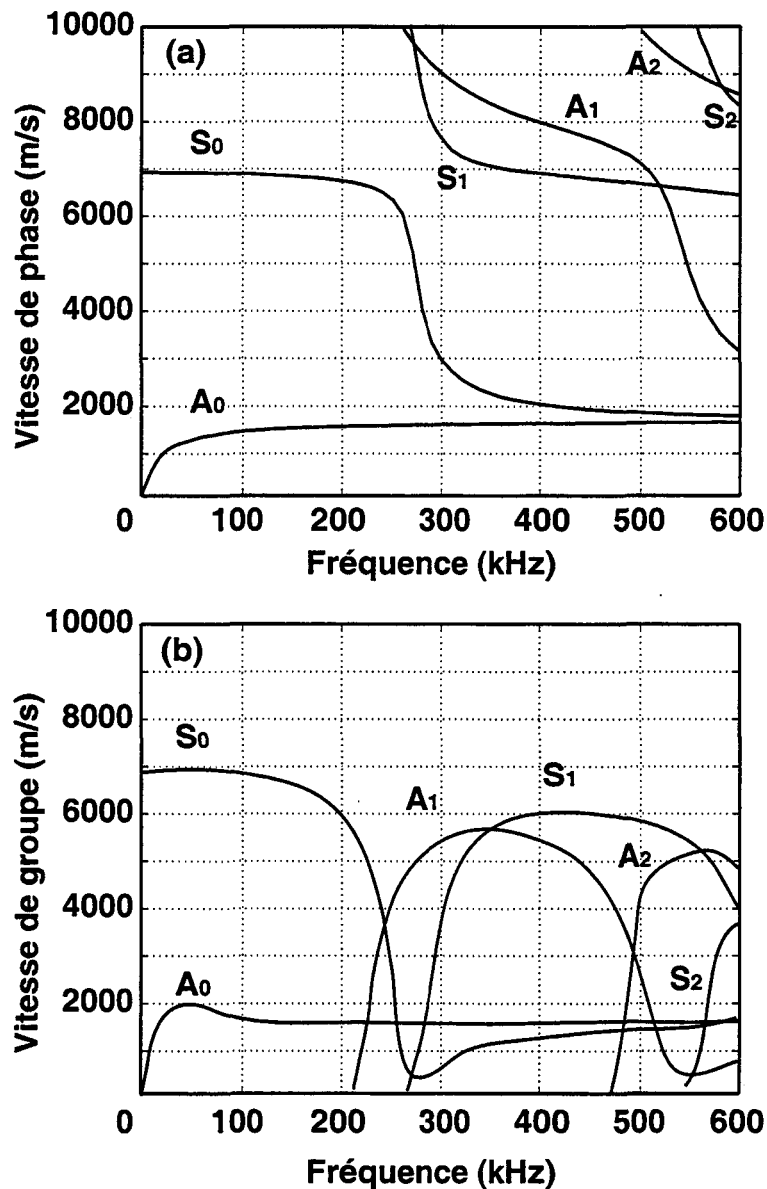
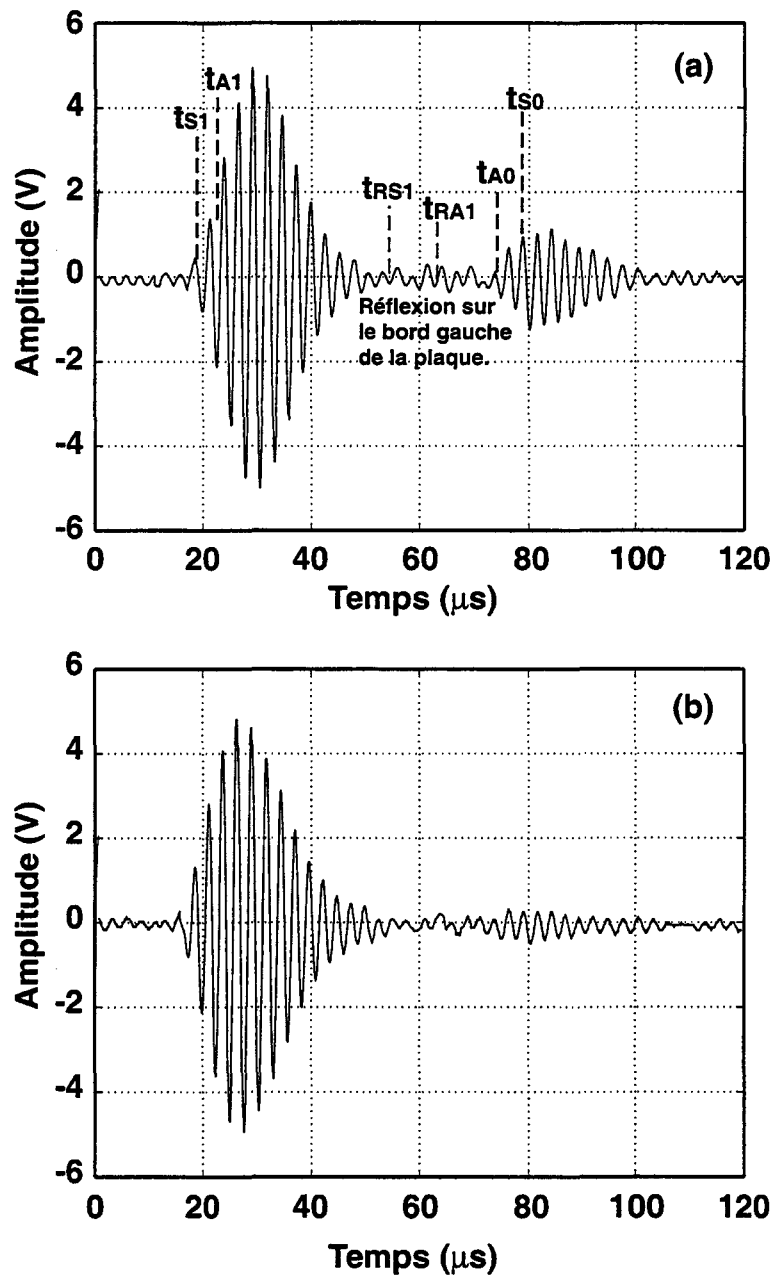


Figure (III - 17) : courbes de dispersion du panneau composite
(a) Vitesse de phase - (b) Vitesse de groupe.

D'après ces courbes de dispersion, quatre "pseudo" modes de Lamb sont susceptibles de se propager à la fréquence de 400 kHz : le mode S_1 , le mode A_1 , le mode S_0 et le mode A_0 . De plus, l'analyse des vitesses de groupe montre que les modes de même ordre ont des vitesses de groupes très voisines à 400 kHz. Par conséquent, il ne sera pas possible de distinguer dans le signal émis, d'une part, le mode S_0 du mode A_0 , et d'autre part, le mode S_1 du mode A_1 .

Si l'on calcule les longueurs d'ondes à la fréquence de 400 kHz, nous nous apercevons que les valeurs obtenues pour les modes S_1 et A_1 (de l'ordre de 15 mm) sont supérieures à celles des modes S_0 (3,75 mm) et A_0 (4,5 mm). On peut donc supposer qu'à cette fréquence, les modes S_0 et A_0 sont plus sensibles à la présence d'un défaut.



**Figure (III - 18) : Emission élément E1- réception élément R1
 (a) avant impacts - (b) après impacts.**

La figure [III -18 (a)] représente le signal ondes de Lamb reçu en R1 au moment où la plaque n'est pas encore endommagée. D'après les temps de vol théoriques, les modes S_1 et A_1 sont identifiés dans le premier paquet d'onde, tandis que le deuxième paquet d'ondes émis correspond à la propagation des modes S_0 et A_0 . Concernant les réflexions des modes S_1 et A_1 sur le bord gauche (g) de la plaque [Figure (III -16)], le calcul des temps de vols (t_{RS1} et t_{RA1}) correspondants permet d'affirmer qu'elles n'interviennent pas de manière significative dans le signal reçu.

La figure (III - 18(b)) représente le signal ondes de Lamb enregistré après la série d'impacts. On sait que la plaque est endommagée grâce au contrôle effectué avec la sonde ultrasonore et que la taille du défaut est de l'ordre de 12 mm de diamètre. En comparant donc ce signal avec le signal de référence, des modifications apparaissent : le second paquet d'ondes correspondant aux modes S_0 et A_0 est en effet, atténué. Un de ces deux modes est donc sensible au défaut. Par contre, ce n'est pas le cas des modes S_1 et A_1 puisqu'aucun véritable changement n'est détecté pour le premier paquet d'ondes.

Ces constatations confirment donc qu'il est possible de détecter un endommagement engendré par un impact, à l'aide de la génération d'ondes de Lamb. Toutefois, les résultats montrent également qu'il convient de mieux étudier l'interaction de chaque mode avec le défaut, si l'on veut que notre système soit performant.

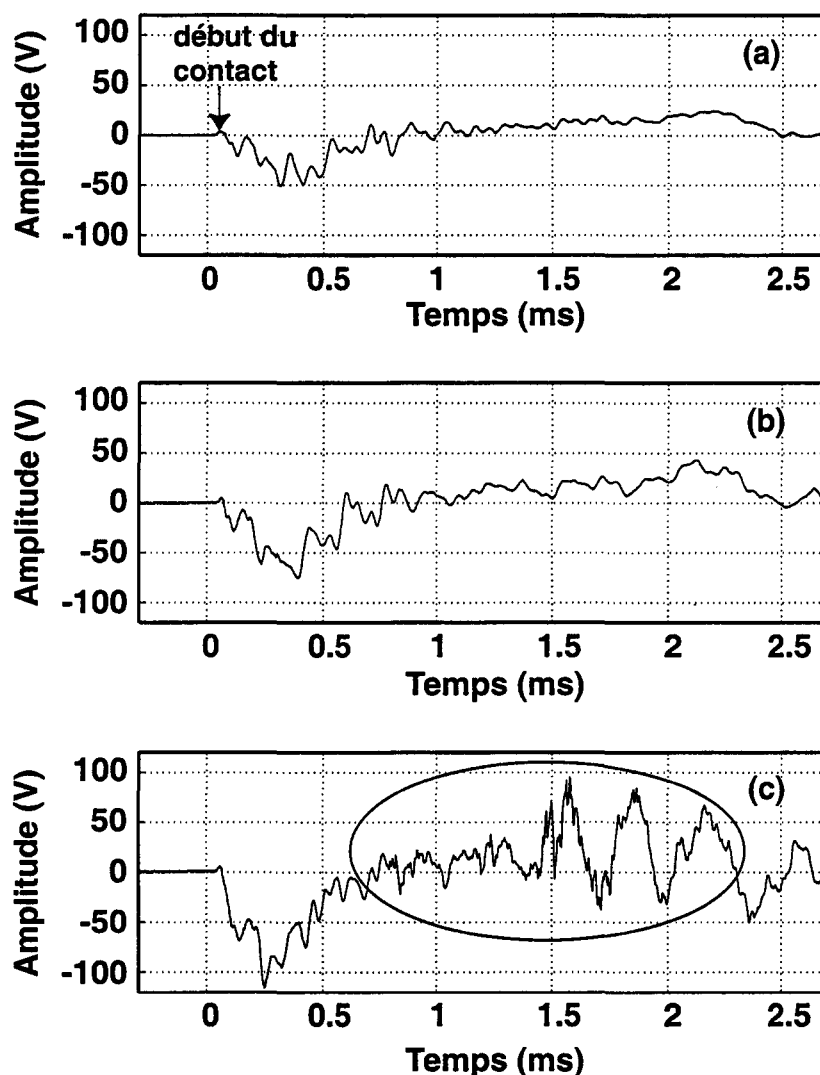
- contrôle passif

L'écoute des impacts a été réalisée en deux étapes : dans un premier temps, les signaux émis lors des chocs d'énergies 2 J, 4 J et 8 J sont reçus par les capteurs R1 et E1 puis sont enregistrés sur l'oscilloscope. Les figures [III - 19(a)], [III - 19(b)] et [III - 19(c)] représentent les différents signaux reçus par le capteur R1.

Dans un second temps, un pont de résistance est introduit entre le capteur et l'oscilloscope afin d'atténuer l'amplitude du signal émis. A 8 J, l'amplitude maximale du signal reçu par le capteur R1 est d'environ 118 V. Il est donc probable qu'à 12 J, elle dépasse les limites d'enregistrement en amplitude (120 V) de l'oscilloscope.

De l'analyse des signaux émis à 2 J, 4 J et 8 J, découlent différentes remarques : l'amplitude du signal augmente proportionnellement à l'énergie imposée. D'autre part, les signaux à 2 J et 4 J sont similaires : les composantes basses fréquences dominant dans les deux cas.

En revanche, pour un impact de 8 J, le signal émis (voir cercle sur la figure [III - 19(c)]) semble constitué de composantes fréquentielles plus élevées. Cette remarque conduit aux travaux ultérieurs de T. Demol¹. Celui-ci a, en effet, réalisé des essais d'impacts sur une plaque composite et estimé à partir des résultats obtenus, qu'une distinction est possible entre un signal d'impact endommageant et non endommageant : l'émission de hautes fréquences dans le signal reçu caractérise l'apparition d'un endommagement. Cependant, dans notre cas, le balayage par la sonde ultrasonore n'indique aucun endommagement à 8 J.



**Figure (III - 19) : signaux d'impacts reçus sur le capteur R1
(a) énergie 2 J - (b) énergie 4 J - (c) énergie 8 J.**

Les figures [III - 20(a)] et [III -20(b)] représentent les signaux reçus en R1 pour des impacts d'énergie de 12 J et de 16 J. Le pont de résistance permet l'atténuation du signal émis, puisque l'amplitude des signaux reçus est inférieure à 3 V. En revanche, un phénomène non désiré, lié à l'utilisation de ce pont de résistance, apparaît : les signaux sont lissés.

Après l'étude des caractéristiques des résistances, nous nous sommes aperçus qu'elles étaient incompatibles avec les entrées de l'oscilloscope : le pont de résistance mis en commun avec la capacité de l'oscilloscope, diminue donc l'amplitude du signal émis et joue en outre le rôle de filtre passe-bas. L'étude de l'apparition des hautes fréquences lors d'un impact endommageant semble donc compromis.

Néanmoins, après l'analyse des signaux émis, il s'avère que des pics d'amplitude sont présents dans le signal reçu à 16 J (voir figure [III - 20(b)]). De plus, l'emploi de la sonde ultrasonore

montre, qu'à cette énergie, un endommagement d'une surface d'1 cm² apparaît. Il semblerait donc, que ces pics soient dus à l'apparition de hautes fréquences et que le pont de résistance ne filtre pas totalement les composantes fréquentielles élevées.

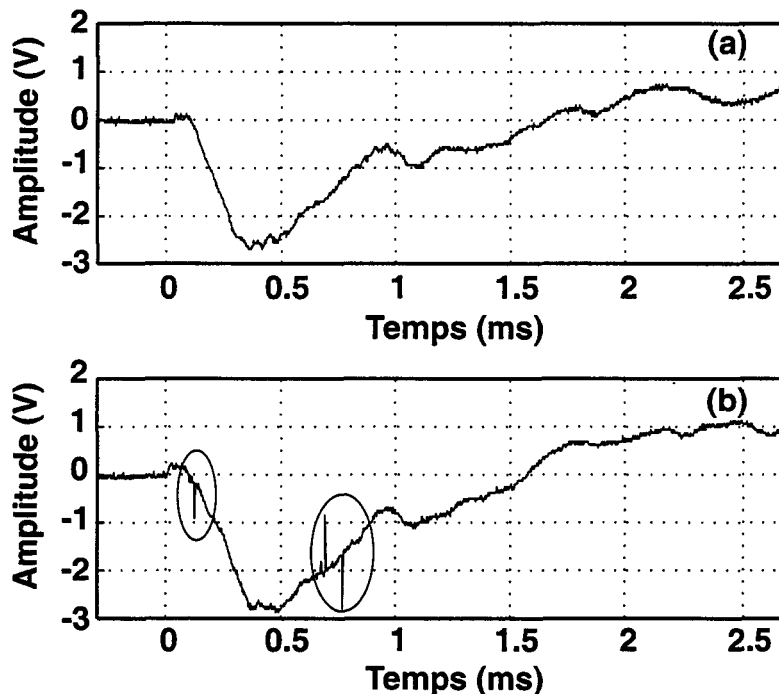


Figure (III - 20) : signaux d'impacts reçus sur le capteur R1
(a) énergie 12 J - (b) énergie 16 J.

Afin de vérifier cette hypothèse, un filtre numérique passe-haut, de fréquence de coupure 15 kHz, est d'abord appliqué sur ces signaux. Ensuite, une analyse temps - fréquence est réalisée sur la première moitié du signal. Les figures [III -21(a)] et [III - 21(b)] illustrent les résultats obtenus à l'aide du spectrogramme.

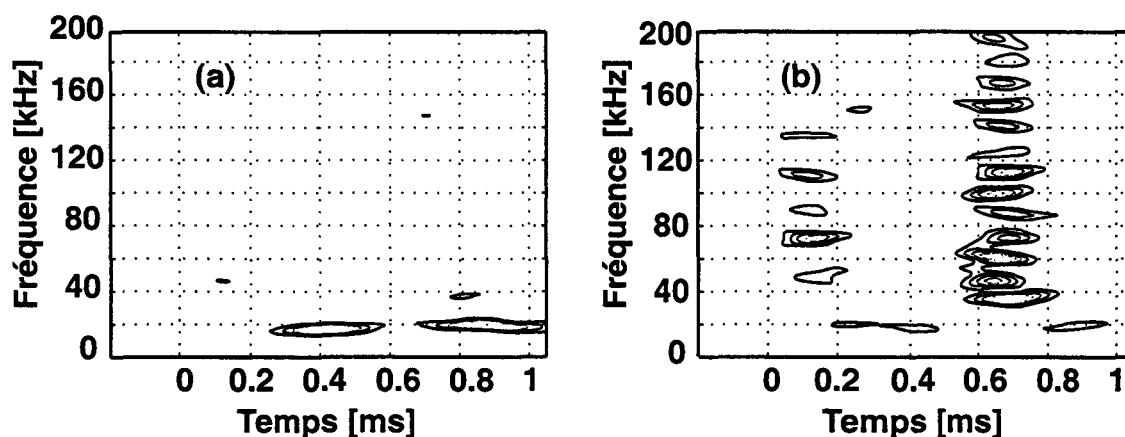


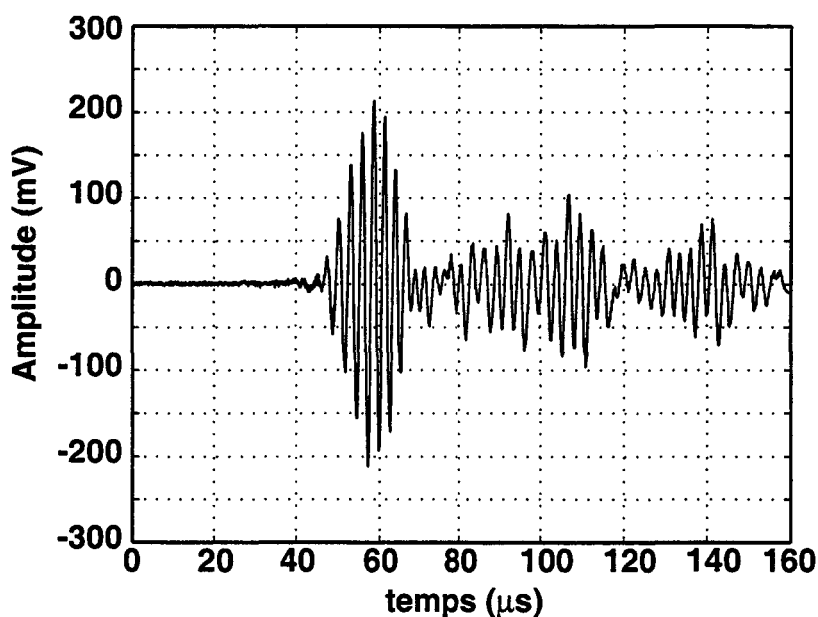
Figure (III - 21) : spectrogrammes des réponses reçues en R1
(a) énergie incidente : 12 J - (b) énergie incidente : 16 J.

Sur ces diagrammes, la différence entre les composantes fréquentielles enregistrées aux deux énergies incidentes est évidente. Lors de l'application de l'impact basse vitesse à 16 J, des fréquences supérieures à 40 kHz, de forte amplitude, sont détectées. Elles apparaissent autour de 0,1 ms et 0,7 ms, et correspondent donc aux pics d'amplitudes observés sur le signal temporel.

L'étude de la signature acoustique des impacts, semble par conséquent une voie intéressante pour la détection d'un endommagement.

b) Analyse du décollement du raidisseur

La figure (III- 22) présente la réponse du transducteur R2 après excitation de l'élément E2 par le même signal électrique que celui utilisé sur le capteur E1. Le signal reçu est, cette fois-ci, plus difficile à interpréter, en raison de la réverbération des ondes sur le raidisseur. Une étude approfondie serait nécessaire pour mieux comprendre ce phénomène.



*Figure (III - 22) : émission élément E2 -réception élément R2
Avant démarrage du chargement en fatigue.*

Notre volonté étant de vérifier la capacité de notre système à détecter le décollement du raidisseur, nous choisissons la transformée de Hilbert afin de calculer l'enveloppe des signaux émis tout au long du cycle de fatigue [Figure (III - 23)].

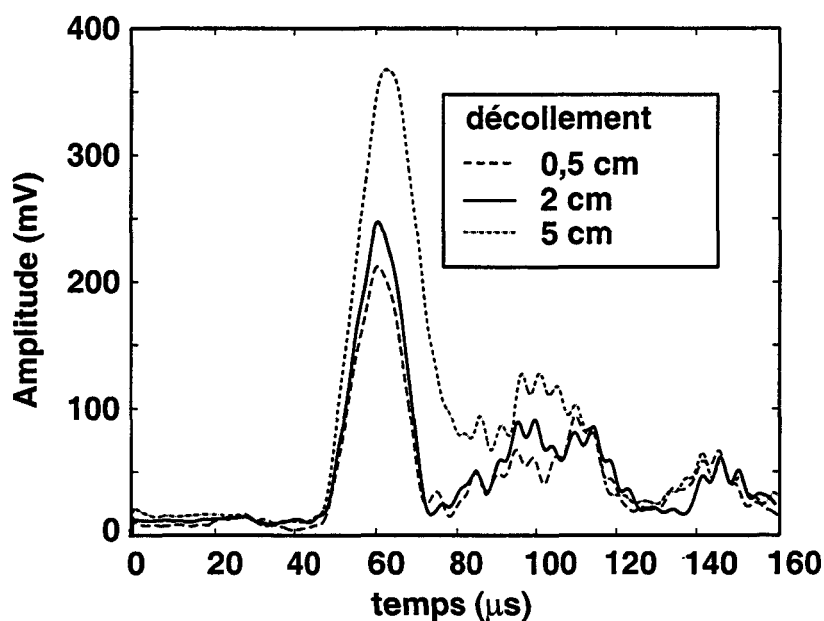


Figure (III - 23) : enveloppe des signaux reçus pendant le chargement en fatigue (taille du décollement artificiel : 0,5 cm).

Ce traitement donne des résultats intéressants car des différences d'amplitudes sont mises en évidence. Ainsi, au fur et à mesure que le raidisseur se décolle, l'amplitude du signal reçu s'accroît. Ce phénomène s'explique par le fait que dans la zone de décollement, le raidisseur ne réfléchit plus les ondes. Les ondes de Lamb transmises sont donc sensibles au décollement.

Néanmoins, les variations observées, entre les signaux ondes de Lamb enregistrés lors d'un décollement de 0,5 cm et lors d'un décollement de 2 cm, restent faibles. D'autres études seront nécessaires si l'on désire améliorer la sensibilité de notre système.

3.1.4. Conclusion

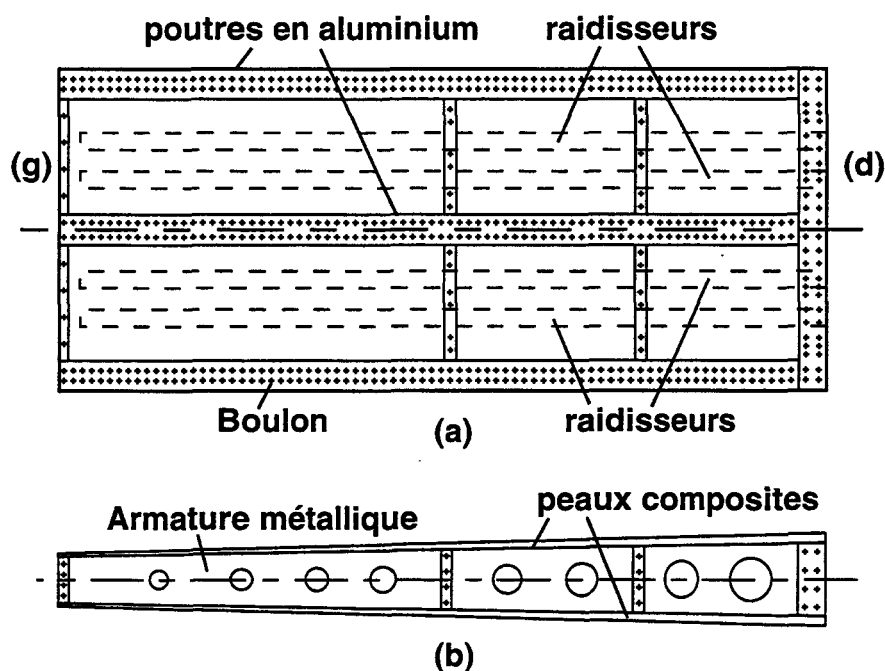
Ces tests préliminaires confirment donc la possibilité d'utiliser le contrôle santé intégré développé pour détecter les endommagements engendrés lors d'impacts basses vitesses, ainsi que les décollements éventuels des raidisseurs.

Il convient de s'assurer ensuite que ce système de surveillance fonctionne également sur une structure réelle. Dans cette optique, le paragraphe suivant présente les essais effectués sur une partie d'aile d'avion.

3.2. Application du contrôle santé intégré développé sur une partie d'aile d'avion

3.2.1. Description de la structure

La structure étudiée [figure(III - 24)] est de forme très complexe : elle représente une partie d'aile d'avion.



*Figure (III - 24) : schéma de la structure
(a) vue de dessus - (b) vue de profil.*

Elle est constituée de deux peaux en matériaux composites, que l'on fixe sur une armature métallique. Ces peaux en composites sont des panneaux rectangulaires (1800 mm*760 mm), d'épaisseur variable (4 mm à 6 mm), sur lesquels sont collés quatre raidisseurs également en matériau composite.

En outre, un matériau composite du type T800/924 (carbone époxy) est choisi pour fabriquer ces panneaux. D'autre part, la séquence d'empilement des panneaux est donnée en annexe E.

3.2.2. Instrumentation de la plaque

a) Choix du positionnement des capteurs

Contrairement à l'étude précédente, le choix du positionnement des transducteurs est difficile. Il faut prendre en compte, d'une part, les multiples boulons, qui attachent le panneau composite sur l'armature métallique et, d'autre part, les raidisseurs collés sur ce panneau.

Notre objectif, dans un premier temps, est de montrer qu'il est possible, malgré cette géométrie complexe, de surveiller cette structure avec un minimum de capteurs.

- le diagnostic passif

Concernant le diagnostic passif, nous supposons qu'il est possible d'enregistrer des impacts sur l'ensemble du panneau malgré la complexité de la structure. En effet, si l'on considère les résultats obtenus sur la structure composite précédente, l'amplitude des signaux reçus, lors des impacts, est très élevée : les transducteurs devraient donc être capables de détecter ce genre de sollicitations, même si elles se produisent loin des récepteurs.

Une interrogation reste cependant en suspens : on peut, en effet, se demander, si les hautes fréquences, caractéristiques de l'impact endommageant, seront propagées dans une telle structure.

- le diagnostic actif

Le contrôle en mode actif engendre d'autres problèmes. Si l'on désire utiliser un minimum de transducteurs, il est nécessaire de choisir une configuration permettant la génération des ondes de Lamb sur une large distance.

Afin d'évaluer ces distances de propagation, des tests préliminaires ont été effectués à l'aide de capteurs sabots sur une des peaux en composite. La conclusion, qui découle de ces essais, est la suivante : propager les ondes parallèlement aux raidisseurs est la solution la mieux adaptée. Il est, en effet, possible, à la fréquence de 250 kHz, de générer sur plus de 50 cm le signal ondes de Lamb. Ce résultat semble logique, puisqu'il y a moins d'obstacles (boulons, etc...) à la propagation des ondes dans ce cas.

Cette solution est convaincante, car une large étendue de la plaque est contrôlée. Malgré tout, elle engendre une part d'insatisfaction. En effet, si l'on désire surveiller le décollement des raidisseurs, il convient également de générer des ondes à travers ceux-ci. Nous avons donc tenu également à vérifier, que la propagation d'ondes de Lamb, à travers de multiples raidisseurs, était possible.

Compte tenu de ces premières expériences, la configuration, qui a été finalement choisie, est présentée à la figure (III - 25).

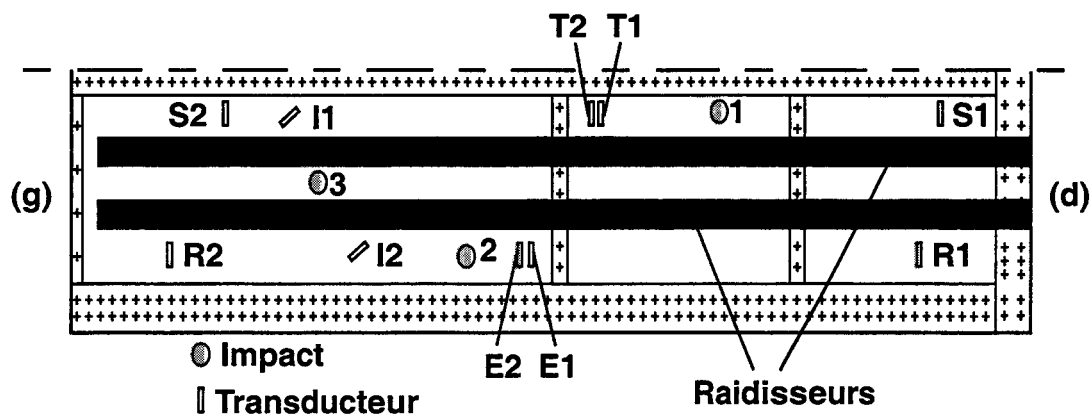


Figure (III - 25) : vue de dessous du panneau composite instrumenté.

Les transducteurs sont collés sur la surface inférieure du panneau composite. En outre, les capteurs (T2, T1) et (E2, E1), positionnés au centre de la plaque, sont choisis comme émetteurs. Ils sont utilisés pour générer des ondes parallèlement aux raidisseurs. Les récepteurs correspondants sont donc, d'une part, S1 et S2, et d'autre part, R2 et R1.

Enfin, nous avons choisi de placer les capteurs I1 et I2 proches des raidisseurs, afin de surveiller leur éventuel endommagement.

Ce schéma illustre une moitié de ce panneau. La seconde moitié est, en effet, instrumentée avec d'autres techniques de surveillance, qui ne seront pas présentées dans ce travail. Etant donné la symétrie du panneau, il est logique de déduire que les résultats obtenus seraient équivalents si l'on surveillait l'autre moitié de la plaque.

b) Présentation du dispositif expérimental de surveillance

Le dispositif expérimental utilisé pour effectuer ces tests est presque le même que précédemment. Néanmoins certaines innovations ont été apportées.

En premier lieu, les dimensions des éléments piézoélectriques choisies pour ces tests ont été modifiées afin de travailler en résonance latérale à 250 kHz. Elles sont donc les suivantes : 1 mm d'épaisseur, 7 mm de largeur et 30 mm de longueur.

En outre, le signal électrique, pour exciter les transducteurs, est composé de cinq cycles de sinusoïde d'amplitude 10 V et de fréquence 250 kHz que l'on multiplie par une fenêtre de Hanning. Cette méthode permet de limiter l'excitation des lobes secondaires.

D'autre part, la méthode des retards¹ est appliquée sur les paires d'émetteurs E1 - E2, et T1 - T2, afin d'optimiser le rapport signal sur bruit: cette technique consiste à exciter séparément les deux éléments piézoélectriques, à l'aide de deux signaux identiques.

L'introduction d'un retard entre les deux excitations permet d'améliorer l'amplitude du signal reçu. La figure (III - 26) présente un exemple de signal obtenu grâce à ce procédé.

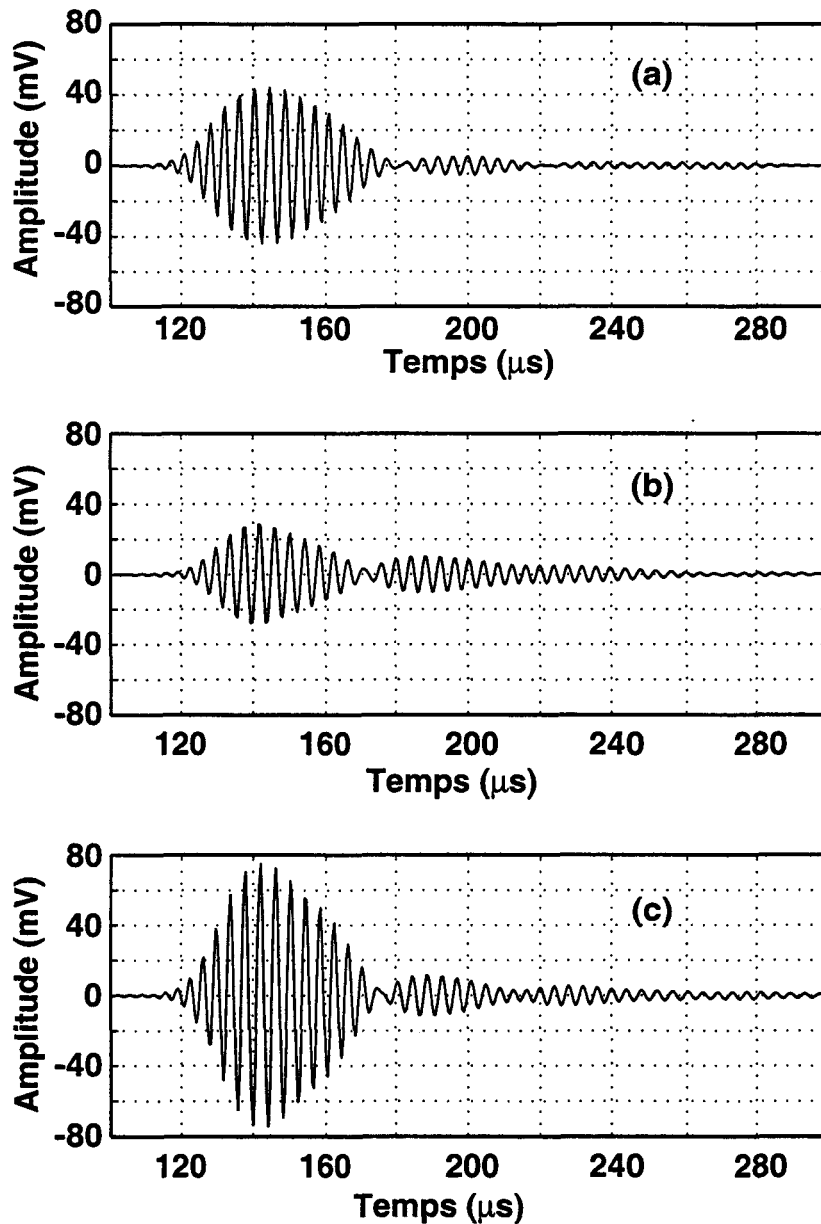


Figure (III - 26) : application de la méthode des retards (récepteur S1)
(a) excitation élément T1 - (b) excitation élément T2 -
(c) excitation des éléments T2 et T1 avec un retard de 1,4 μs.

Lorsque l'on compare ces trois figures, on remarque donc que la méthode des retards favorise le rapport signal sur bruit. Ce résultat est significatif puisque l'on désire développer un système de surveillance, qui puisse fonctionner quand l'avion est en vol.

3.2.3. Application à la détection d'impacts basses vitesses

a) Présentation de la machine d'impact

Afin d'effectuer des impacts sur la surface de la structure (peau composite instrumentée), une tour mobile, servant de guide pour l'impacteur, est instrumentée avec un capteur de force. Ce dispositif permet donc d'enregistrer la force de l'impact. De plus, il est possible d'appliquer des impacts d'énergies différentes selon la hauteur de chute et selon la masse de l'impacteur. Une photographie de la machine d'impact est présentée à la figure (III - 27).

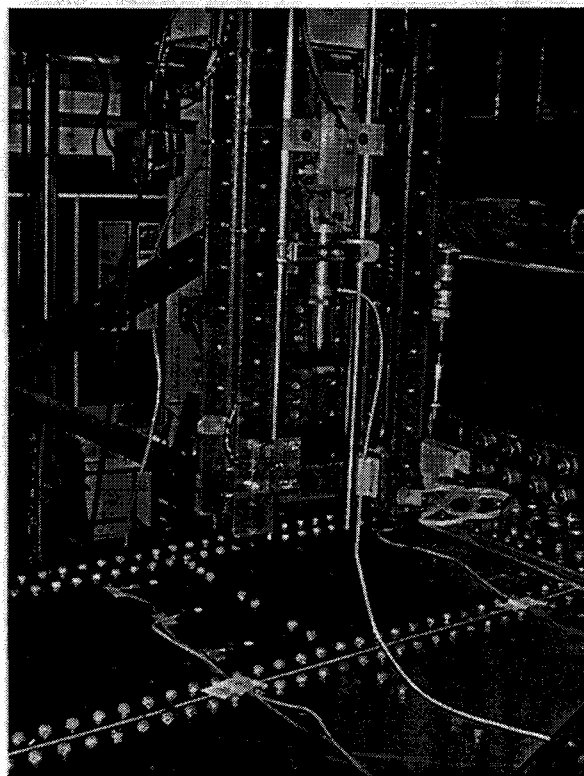


Figure (III - 27) : présentation de la machine d'impact.

b) Déroulement des essais

Les séries d'impacts ont été appliquées avec une énergie croissante en trois points de la structure (Figure III - 25). Ainsi, à la localisation 1, les énergies des impacts réalisés sont de 10 J, 20 J, 30 J et 47 J. Concernant la seconde région impactée, deux impacts d'une énergie respective de 6 J et de 40 J ont été effectués. Enfin, à la troisième position, la structure est soumise à des impacts successifs de 6 J, 35 J et 40 J.

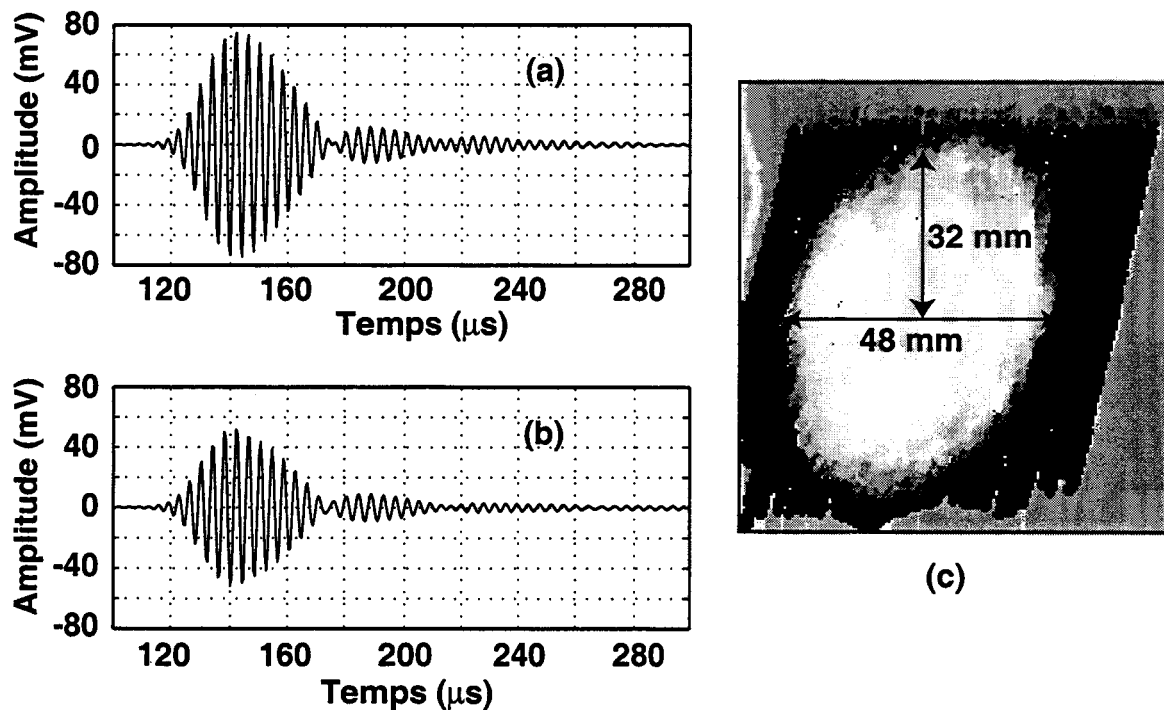
Notre système de surveillance fonctionne, d'une part, en mode passif lors de l'application des impacts et, d'autre part, en mode actif entre chaque impact.

De plus, afin d'estimer rapidement la taille des défauts engendrés par les impacts endommageants, la peau en composite impactée est inspectée à l'aide d'un système par ultrasons. Ce dernier est appliqué manuellement sur la région, où a lieu l'impact. Il permet donc de donner une image ultrasonore (C-scan) du défaut.

b) Résultats expérimentaux du contrôle actif

-*impact à la position 1*

Les figures [III -28(a)] et [III -28(b)] présentent les signaux ondes de Lamb mesurés, avant et après la série d'impacts, par l'élément piézoélectrique S1. L'émission est réalisée, dans ce cas, à partir des capteurs T1 et T2 que l'on excite avec des signaux déphasés de 1,4 μ s.

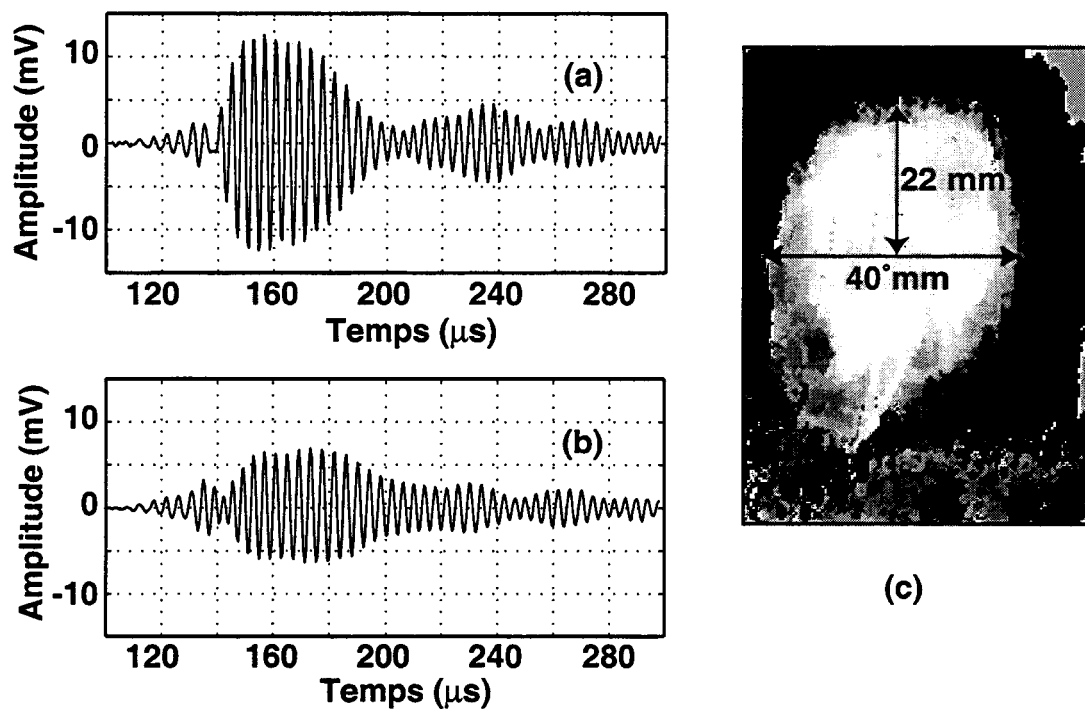


**Figure (III - 28) : réponse de l'élément piézoélectrique S1
(a) signal de référence - (b) signal après la série d'impacts -
(c) C - scan du défaut après la série d'impacts.**

A la position 1, seul l'impact à 47 J endommage la structure. Le C-scan (figure[III -28(c)]) montre que le défaut, engendré par cet impact, a une surface approximative de 24 cm². Aucune modification dans le signal ondes de Lamb n'est détectée après les premiers impacts. En revanche, en comparant le signal reçu avant et après l'impact de 47 J, on remarque une atténuation importante du signal transmis.

-impact à la position 2

Les figures [III -29(a)] et [III -29(b)] présentent les signaux ondes de Lamb mesurés, avant et après la série d'impacts, par l'élément piézoélectrique R2. L'émission est réalisée, dans ce cas, à partir des capteurs E1 et E2 : l'élément E2 est excité avec un retard de 1,4 μs par rapport à l'élément E1.



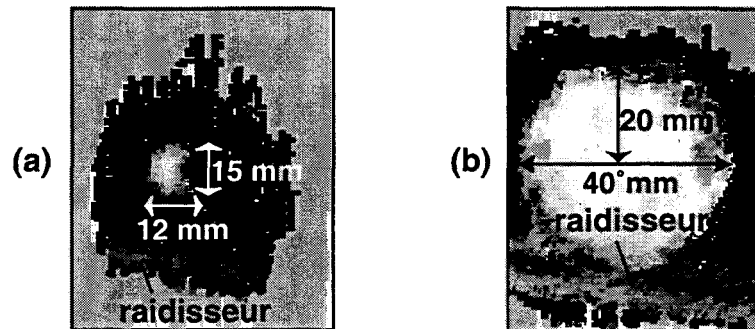
**Figure (III - 29) : : réponse de l'élément piézoélectrique R2
(a) signal de référence - (b) signal après la série d'impacts -
(c) C - scan du défaut après l'impact de 40 J.**

Comme pour les mesures précédentes, aucun défaut n'est visible avant l'impact de 40 J. Le C-scan (figure [III -29(c)]), réalisé après ce dernier impact, montre qu'un défaut de 15 cm^2 s'est développé. Nous remarquons que l'apparition de ce défaut engendre également une modification de la forme du paquet d'ondes de Lamb transmis. Donc, cette seconde série d'essais confirme que notre système est capable de détecter ce genre d'endommagement.

-impact à la position 3

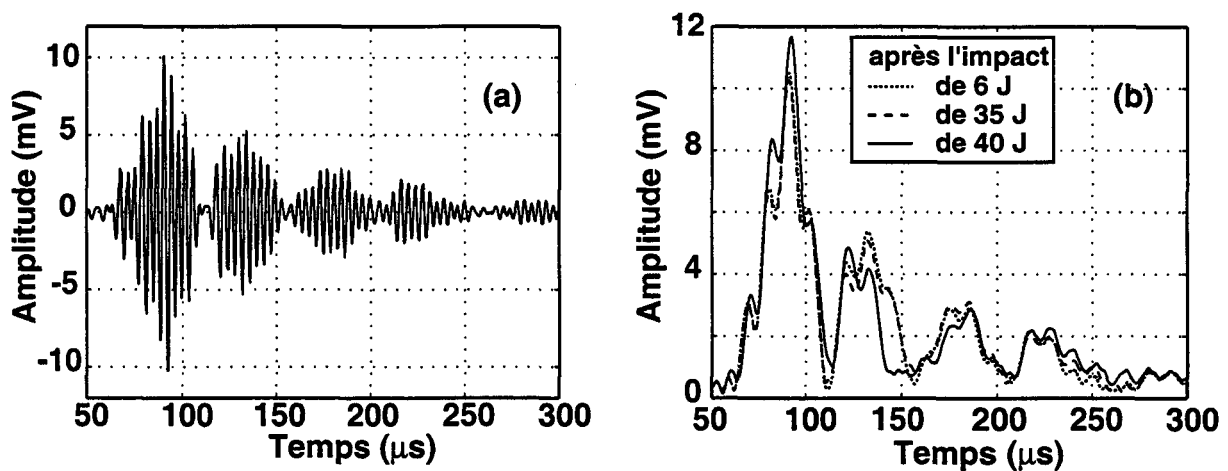
Les figures [III - 30(a)] et [III - 30(b)] représentent les C-scan effectués après les impacts de 35 J et 40 J. D'après ces figures, on détermine les tailles des endommagements. Après l'impact de 35 J, on trouve un défaut d'une surface d'environ 1,5 cm^2 : il est agrandi, par l'impact de 40 J, jusqu'à 13 cm^2 .

Après l'étude de ces images ultrasonores, il convient de signaler que la bande horizontale (en bas de l'image) sur les C-scan est liée à la présence du raidisseur. De plus, d'après la figure [III - 30(b)], il semble que l'impact à 40 J l'affecte directement. Le démontage de la plaque vérifie cette hypothèse. Des fissures autour du raidisseur ainsi qu'un début de décollement de ce dernier sont visibles.



Figure(III - 30) : C-scan de la structure après un impact de
(a) 35 J -(b) 40 J.

La figure [III - 31(a)] illustre un exemple de signal ondes de Lamb enregistré. Il est excité par l'élément piézoélectrique I1 et reçu par l'élément piézoélectrique I2. Ce signal est de forme complexe. C'est la conséquence des multiples réflexions des ondes de Lamb transmises sur les deux raidisseurs.



Figure(III - 31) : signal enregistré en I2 après une excitation en I1.
(a) signal de référence - (b) enveloppes des signaux après les différents impacts.

Afin de mieux caractériser l'apparition d'un défaut, nous avons donc choisi de tracer les enveloppes des signaux enregistrés entre chaque impact (figure [III - 31(a)]). L'allure des courbes obtenues montre qu'un changement intervient après 40 J. En revanche, il n'est pas possible de détecter le défaut mesuré après l'impact de 30 J. On voit ici les limites du

diagnostic actif quand il n'est pas optimisé. Il conviendra donc, par la suite, de travailler sur la sensibilité de ce système (voir Chapitre IV).

c) Résultats du contrôle passif

Afin d'illustrer le diagnostic passif, nous nous contenterons d'examiner un exemple significatif de nos travaux. Les signaux d'émission acoustique représentés par la suite, sont ceux enregistrés sur le capteur I1, lors de la série d'impacts, à la position 1.

Dans un premier temps, les figures [III -32(a)] et [III - 32 (b)] illustrent les réponses du capteur force pour des impacts respectifs de 30 J et 47 J. Nous pouvons remarquer que la forme de ces signaux de force est différente. En effet, entre 2 et 3,5 ms, des fréquences élevées sont visibles sur le signal force à 47 J. L'image ultrasonore décrite précédemment (Figure [III - 28(c)]), confirme que ces hautes fréquences sont liées à l'apparition de l'endommagement.

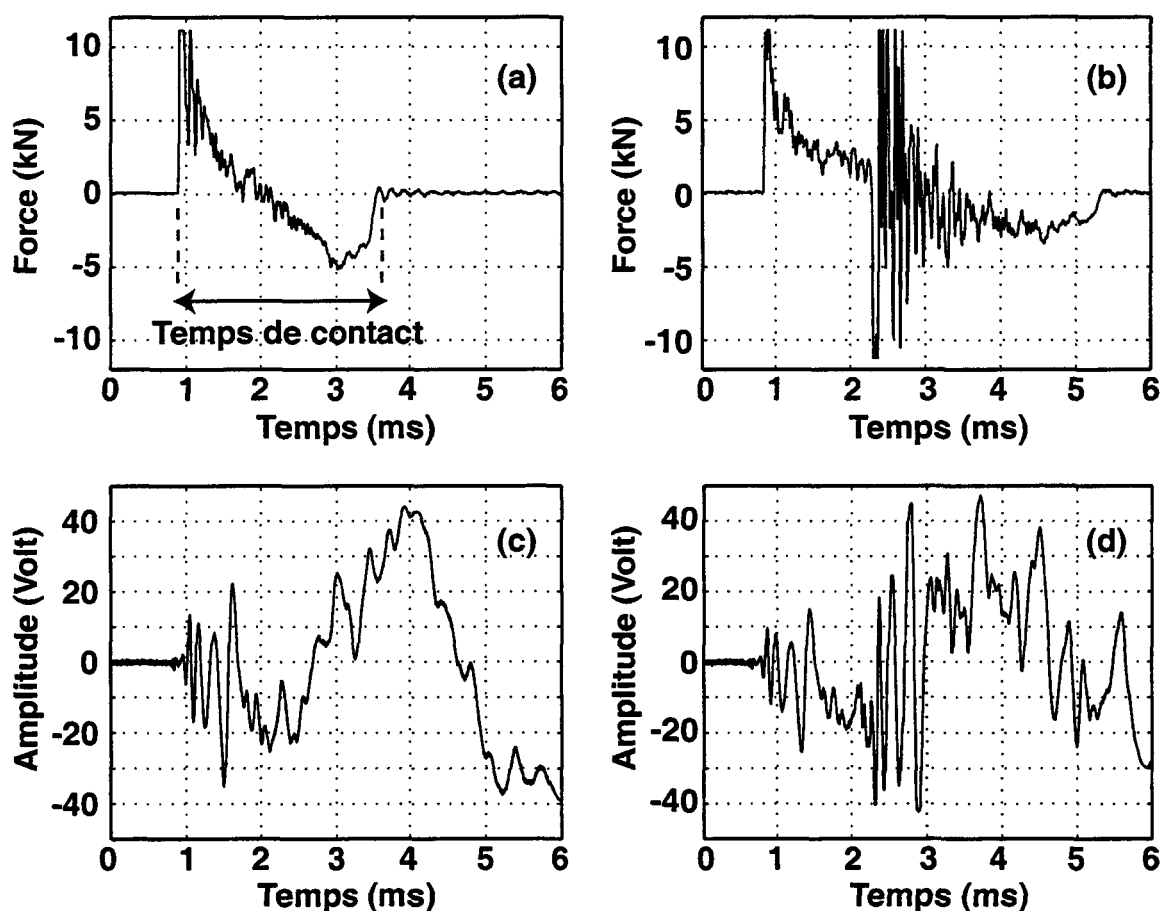
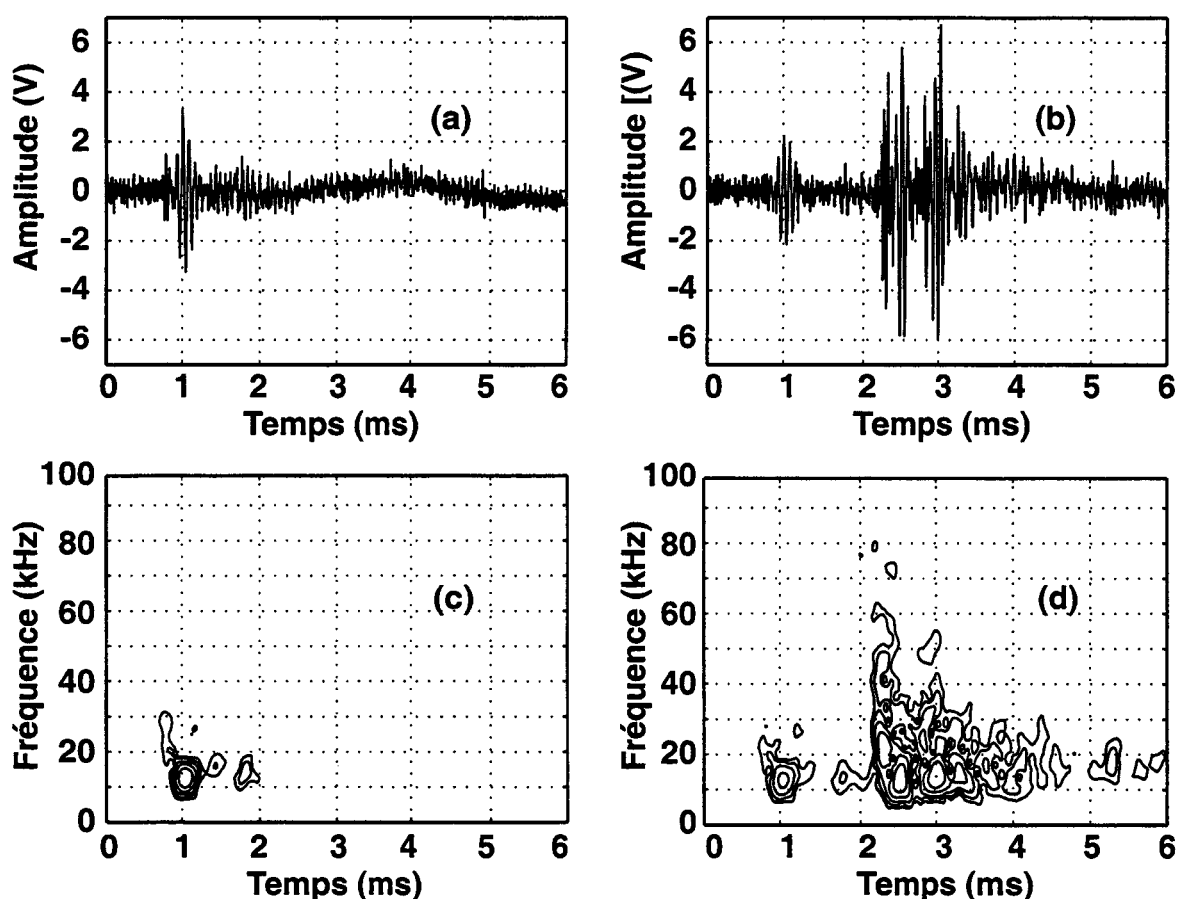


Figure (III - 32) : capteur force (a) impact 30 J- (b) impact 47 J
Elément I1 (c) impact 30 J- (d) impact 47 J.

Si l'on compare ces signaux avec ceux obtenus lors du contrôle passif, figure [III -32(c)] et [III - 32 (d)], des similarités sont observées : la réponse de l'élément I1, lors de l'impact de 47 J, présente également des fréquences plus élevées entre 2 et 3,5 ms. Cette étude confirmerait alors la possibilité de discerner un impact endommageant d'un impact non endommageant et ce, malgré la grande distance (environ 90 cm) entre la source et le récepteur.

Afin de vérifier cette hypothèse, nous avons, comme dans l'étude précédente, appliqué un filtre passe-haut (fréquence de coupure 7 kHz) sur les réponses du signal I1. Les figures [III - 33(a)] et [III -33(b)] représentent les résultats obtenus.

Pour les deux types d'impact, on a un premier signal de fréquence plus élevée vers 1 ms. D'après les courbes précédentes, ce premier paquet d'ondes correspond au contact de l'impacteur sur la plaque. En revanche, un deuxième paquet d'ondes apparaît, lors de l'impact de 47 J, entre 2 et 4 ms. Ce paquet d'ondes est caractéristique de la rupture.



**Figure (III - 33) : signaux filtrés (a) impact 30 J- (b) impact 47 J
spectrogramme (c) impact 30 J- (d) impact 47 J.**

L'application de l'analyse temps - fréquence sur les signaux filtrés (figures [III - 33(c)] et figure [III - 33 (d)]), permet alors de déterminer exactement le contenu fréquentiel de ce

second paquet d'ondes. Le spectrogramme montre, pour le cas de l'impact de 47 J, que ce paquet d'ondes possède des fréquences supérieures à 60 kHz.

Ces valeurs sont plus faibles que celles obtenues lors de l'étude précédente, sans doute en raison de la complexité de la structure. Néanmoins, les résultats obtenus permettent d'envisager la surveillance passive de la structure.

3.2.4. Conclusion

Cette étude n'a pas la prétention de donner une explication sur le type d'ondes générées par les capteurs. Il serait, dans ce cas, nécessaire d'étudier plus longuement et plus précisément la structure. Néanmoins, la faisabilité du contrôle santé intégré sur une structure de large surface est maintenant démontrée. Il reste à s'appliquer à optimiser le système développé.

4. Conclusion générale

Nous avons vu, dans ce chapitre, que le système de contrôle santé développé ici permet la surveillance aussi bien de structures métalliques que de structures composites. Ainsi, des défauts de nature différente (fissures de fatigue, endommagements liés à des impacts) ont été initiés dans ces structures, puis détectés. D'autre part, il a également été vérifié que cette surveillance était possible sur une large surface. L'étude réalisée nous rend donc optimiste quant à l'utilisation future du contrôle santé intégré développé pour les structures aéronautiques.

Néanmoins un travail important d'optimisation doit maintenant être effectué : en premier lieu, lorsque l'on considère le diagnostic actif, il paraît nécessaire d'optimiser l'excitation afin, d'une part, de simplifier l'analyse des résultats et, d'autre part, d'améliorer la sensibilité du système. La sélection d'un mode de Lamb donné serait sans doute la solution idéale.

Concernant la surveillance passive, il serait intéressant de travailler sur l'écoute d'impacts à partir d'un réseau de transducteurs. Ce type de configuration devrait permettre la localisation des impacts.

Nous nous proposons, dans le dernier chapitre, d'apporter quelques-unes de ces améliorations sur une plaque composite de symétrie orthotrope.

Chapitre IV

Essai d'optimisation du système de surveillance

1. Introduction

Afin de rendre plus performant le système de surveillance, il faut tenter d'optimiser les transducteurs. Il s'agit ici de générer le mode de Lamb approprié à la détection du défaut.

Dans cette optique, une technique de modélisation particulière a été développée. Elle repose sur une approche couplée éléments finis - modes normaux. Ce modèle permet d'étudier l'influence des caractéristiques de ces transducteurs (dimensions, propriétés mécaniques, comportement piézoélectrique, position...) sur la nature des ondes excitées.

Nous verrons, tout d'abord, les avantages de cette technique de modélisation par rapport aux techniques classiques. Puis, après avoir rappelé les bases théoriques nécessaires à son utilisation, notre étude portera sur une première application : la surveillance d'une plaque composite de symétrie orthotrope. Le travail expérimental réalisé s'appuiera sur les résultats de la modélisation. Notre attention portera sur l'excitation des ondes, d'une part, et, d'autre part, sur la réception de ces dernières. Dès maintenant, il convient de souligner que le modèle théorique ne donne aucune indication concernant la manière, dont le capteur reçoit les ondes.

L'objectif, enfin, sera de vérifier que ce nouveau système de surveillance permet de détecter les défauts occasionnés lors d'impacts.

2. Présentation des outils de modélisation

2.1. Les méthodes de modélisation : leurs avantages, leurs inconvénients.

Parmi les techniques de modélisation adaptées à l'étude de la génération des ondes de Lamb, on peut distinguer les modèles analytiques, les techniques numériques et les méthodes dites "hybrides".

a) les modèles analytiques

Pour les méthodes analytiques, on suppose généralement connues les excitations mécaniques imposées par le capteur sur la structure. Il s'agit ensuite de résoudre les équations de propagation des ondes en tenant compte de ces conditions aux limites.

Afin de simplifier les calculs, une technique souvent utilisée consiste à appliquer des transformations intégrales sur les équations de propagation. Les solutions sont alors calculées non plus en fonction de l'espace ou du temps, mais selon le nombre d'onde ou la fréquence.

Par exemple, Viktorov⁵⁵ utilise la transformée de Fourier pour traiter le cas d'une excitation harmonique par un capteur sabot, sur une structure isotrope. Pour sa part, Miklowitz¹¹⁹ propose d'employer la transformée d'Hankel concernant les problèmes à symétrie axiale et la transformée de Laplace pour résoudre la problématique de l'excitation transitoire. Ces techniques peuvent également s'adapter au cas du milieu orthotrope¹²⁰ et à divers types de transducteurs^{89,121}.

Il convient de rappeler cependant, que si l'on désire obtenir les solutions dans le domaine temporel ou spatial, il est nécessaire alors d'évaluer les transformées inverses des solutions obtenues en fonction du nombre d'onde ou de la fréquence temporelle. Ce calcul peut s'avérer difficile surtout lorsque la structure étudiée est de symétrie complexe (multicouche, anisotrope) et lorsque l'excitation dépend, à la fois, du temps et de l'espace.

Une autre possibilité, pour traiter ce problème de l'excitation d'ondes guidées, repose sur la méthode de développement en modes normaux¹²². Cette méthode consiste à exprimer le champ acoustique global de tout guide d'onde comme la somme de modes dits "normaux". Ces modes correspondent, en fait, aux modes de propagation libre du guide d'onde. L'objectif, ensuite, est de déterminer à partir de l'excitation imposée, la contribution de chaque mode au champ acoustique résultant. Ce problème se résout alors à l'aide de la condition d'orthogonalité des modes normaux (voir paragraphe 2.2).

Cette technique a déjà été appliquée avec succès dans de nombreux cas : en particulier, elle a été utilisée lors d'excitations sur des plaques anisotropes¹²³, ainsi que pour le transducteur à contact solide¹²⁴. Elle permet également de prendre en compte les réflexions qui peuvent apparaître au sein du transducteur sabot¹²⁵.

L'inconvénient majeur de cette méthode concerne la caractérisation de l'excitation transitoire, pour laquelle la résolution n'est pas immédiate. Ce problème semble néanmoins partiellement résolu, puisque des travaux récents ont démontré la validité de cette méthode pour des applications utilisant des lasers¹²⁶.

b) les méthodes numériques

Des techniques numériques, comme la méthode des éléments finis (MEF), peuvent être également utilisées pour modéliser l'excitation des ondes de Lamb dans des structures. Contrairement aux méthodes précédentes, ces techniques numériques offrent la possibilité, d'une part, de travailler sur des structures de forme plus complexes et, d'autre part, d'étudier l'interaction des ondes de Lamb avec le défaut. Ainsi, Guo *et al*⁸⁴ se sont servis de ce type d'analyse pour caractériser la propagation des ondes de Lamb dans une structure composite contenant des délaminages. De même, une recherche récente, celle de Lowe *et al*⁸⁵, expose la transmission des ondes de Lamb dans des structures de joints collés, grâce à la MEF.

En outre, certains codes de calculs permettent d'utiliser directement le signal électrique d'excitation comme condition initiale. Ainsi, Moulin *et al*³⁶ présentent l'étude d'une pastille piézoélectrique intégrée au sein d'une structure composite. Par ce type de modélisation, il leur est possible de déterminer le domaine de fréquence, auquel ce capteur excite un mode de Lamb privilégié. Le fait de pouvoir directement modéliser le comportement piézoélectrique du capteur, donc de tenir compte de sa nature réelle, est un avantage non négligeable.

Ces méthodes numériques ne sont cependant pas exemptes de tout défaut. En premier lieu, le temps de calcul augmente de façon considérable avec la taille et la complexité des structures modélisées. L'analyse effectuée, à l'aide de la MEF, ne pourra donc être réalisée que sur des portions de structure. De plus, si l'on désire modifier certains paramètres (largeur d'excitation, propriétés mécaniques et géométriques de la structure), il est toujours nécessaire, d'une part, de remodeler la structure, et d'autre part, de relancer le calcul numérique. Le traitement prend donc beaucoup de temps. Au contraire, dans le cas des modèles analytiques, les paramètres sont inclus dans les équations : le calcul s'opère donc plus rapidement.

Un autre inconvénient majeur, en regard des méthodes analytiques, concerne l'interprétation physique des résultats numériques obtenus. En effet, bien que cette analyse favorise le calcul du champ acoustique global du guide d'onde, elle n'apporte aucune information concernant la nature des différents modes de vibration, excités dans la structure.

Des solutions existent néanmoins pour remédier à ce problème : il s'agit d'appliquer la transformée de Fourier à deux dimensions¹⁰³ ou bien la densité spectrale d'énergie⁶ (présentées au chapitre II) sur les "nœuds" (points discrets) de la structure, afin de déterminer les différents nombres d'ondes et les fréquences excitées. Cependant, ce calcul n'est pas précis puisqu'il dépend, d'une part, des dimensions choisies pour le maillage (en particulier de la distance entre chaque nœud), et d'autre part, du pas de temps numérique utilisé lorsque l'excitation est transitoire.

L'ensemble de ces constatations conduit naturellement à envisager le développement de méthodes dites "hybrides".

c) les méthodes hybrides

Par définition, nous appellerons "méthodes hybrides", les techniques utilisant à la fois un développement analytique et une modélisation numérique. L'objectif, dans ce cas, est de combiner les avantages offerts par chaque méthode.

A titre d'exemple, on peut citer les travaux de Cho *et al*¹²⁷, qui associent la méthode des éléments de frontière avec le développement en modes normaux afin d'étudier la réflexion des modes de Lamb sur le bord d'une plaque. Le traitement numérique est utilisé afin d'analyser

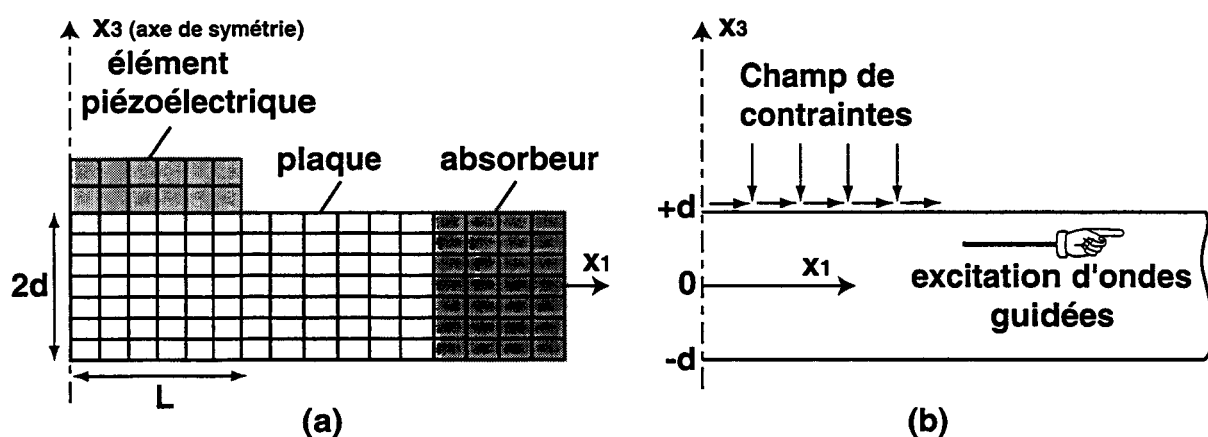
localement le phénomène de réflexion des modes alors que le développement en modes normaux étend les résultats à l'ensemble de la structure.

Depuis, d'autres applications de cette technique ont vu le jour : ainsi, *Zhu et al*⁸⁸ ont employé cette méthode pour caractériser les excitations de transducteurs multi - éléments (transducteur à peigne, transducteur à électrodes inter-digitées). En outre, un article récent¹²⁸ prouve qu'elle peut être également envisagée pour l'analyse de structures d'épaisseur variable.

Concernant notre étude, nous nous sommes inspirés de la méthode hybride développée dans notre laboratoire, par *Moulin et al*⁹⁰. Ces derniers ont, en effet, choisi de coupler la méthode éléments finis avec le développement en modes normaux, et ce, dans le but de prévoir le type d'ondes générées dans des structures composites, en fonction des caractéristiques des transducteurs. Les transducteurs utilisés pour l'excitation sont des éléments piézoélectriques fins, identiques à ceux choisis dans notre travail. Le calcul élément fini leur permet de déterminer le champ mécanique créé par les éléments piézoélectriques, à partir du signal électrique. Ce champ est ensuite introduit comme une fonction de force dans les équations des modes normaux, puis, la résolution du système les renseigne sur l'amplitude des différents modes de Lamb générés. Notons en outre, que le principal avantage de cette méthode est qu'elle permet de prendre en compte à la fois les contraintes tangentielles et les contraintes normales imposées par le transducteur sur la surface de la plaque.

2.2. Description de la méthode couplée (éléments finis - modes normaux)

Dans ce paragraphe, nous décrivons de manière succincte le formalisme utilisé. Pour de plus amples renseignements, le lecteur se référera aux travaux d'Emmanuel Moulin³.



**Figure (IV - 1) : excitation d'une plaque par un élément piézoélectrique collé en surface
(a) modèle éléments finis - (b) modèle analytique.**

Le principe de cette méthode est illustré à la figure (IV - 1). Il consiste donc à coupler un modèle numérique avec une méthode analytique.

Il convient de souligner qu'on ne considère ici que le cas de structures invariantes suivant une direction de l'espace. Par conséquent, l'hypothèse de déformations planes peut être faite et les structures étudiées ne seront donc modélisées que dans le plan (x_1, x_3) .

a) modèle éléments finis

Dans un premier temps, un modèle éléments finis à deux dimensions est construit (figure [IV - 1(a)]) à partir du code de calcul Atila. Il intègre, d'une part, la modélisation du transducteur ainsi qu'une portion de la plaque. Un absorbeur supposé idéal est, en outre, situé à l'extrémité de cette plaque. Il est constitué d'un tronçon de plaque ayant des caractéristiques équivalentes à celle de la plaque hormis un coefficient d'atténuation choisi suffisamment faible pour ne pas introduire de réflexion parasite significative à l'interface plaque - absorbeur, mais suffisamment élevé pour donner une atténuation suffisante sur une longueur ne pénalisant pas trop le maillage et par conséquent le temps de calcul. Par ailleurs, la taille de chaque élément est choisie inférieure à $(\lambda/4)$, λ correspondant à la plus petite longueur d'onde que l'on cherche à mesurer. Cette condition est nécessaire¹¹⁴ si l'on désire obtenir un calcul précis. Enfin, dans ce modèle numérique, le transducteur est excité par un signal électrique harmonique de fréquence angulaire ω et d'amplitude 1 V. Le traitement par éléments finis permet alors de déterminer les contraintes mécaniques tangentes (σ_{13}^s) et normales (σ_{33}^s) appliquées par le transducteur sur la surface de la plaque.

Dans un second temps, ces contraintes surfaciques sont introduites dans les équations du modèle analytique (figure [IV - 1(b)]), afin de déterminer la nature (type de mode) et l'amplitude des ondes de Lamb générées.

b) modèle analytique

L'hypothèse de départ de la théorie des modes normaux considère que l'ensemble des modes susceptibles de se propager dans la plaque à la fréquence d'excitation, constitue une base de solutions des équations du guide d'onde. Ainsi, le champ acoustique global, (u, T) résultant de l'excitation du transducteur, peut s'écrire comme la combinaison des modes propres (également appelés modes normaux), (u_m, T_m) de la plaque :

$$u(x_1, x_3) = \sum_m a_m(x_1) u_m(x_3)$$

$$T(x_1, x_3) = \sum_m a_m(x_1) T_m(x_3)$$
(IV - 1)

(m) correspond au $m^{\text{ième}}$ mode propre du guide d'onde, et (a_m) à son amplitude. En outre, (u) représente ici le champ de déplacement acoustique global et (T) est le tenseur du champ de contraintes.

Ils s'expriment de la façon suivante :

$$T = \begin{pmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{pmatrix} \text{ et } u = (u_1, u_2, u_3) \quad (\text{IV - 2})$$

La relation (IV - 1) prend en compte tous les modes qui peuvent apparaître dans la plaque à la fréquence angulaire (ω). Néanmoins, si l'on se place loin de la source d'excitation, il est possible de négliger les modes évanescents (modes aux vecteurs d'ondes complexes). Les termes (u_m) et (T_m) de la relation (IV - 1) correspondent, alors, uniquement au champ de déplacement et au tenseur de contrainte d'un mode de Lamb donné. L'obtention de ces valeurs s'effectue ensuite à partir du formalisme présenté au chapitre I, paragraphe 2.2.2. Les inconnues du problème, ici, sont donc les coefficients d'amplitude (a_m) de chacun des modes de Lamb générés lors de l'excitation.

Afin de déterminer ces coefficients d'amplitude, nous appliquons, d'une part, la relation de réciprocité complexe et d'autre part, la condition d'orthogonalité des modes propres (voir annexe H). La combinaison de ces deux relations ¹²² conduit à une équation différentielle du premier ordre, fonction de l'amplitude (a_m) du $m^{\text{ième}}$ mode de Lamb et de la force d'excitation surfacique (f_{sm}) du transducteur :

$$\left(\frac{\partial}{\partial x_1} + j\xi_m \right) a_m(x_1) = \frac{f_{sm}(x_1)}{4P_{mm}} \quad (\text{IV - 3})$$

et dans laquelle (ξ_m) correspond au nombre d'onde du $m^{\text{ième}}$ mode propagé et (P_{mm}) représente le flux de puissance associé.

L'épaisseur de la plaque étant égale à ($2d$), (P_{mm}) et (f_{sm}) s'écrivent tels que :

$$P_{mm} = \frac{\omega}{2} \text{Im} \left[\int_{-d}^d (u_{m1}^* \sigma_{m11} + u_{m3}^* \sigma_{m33}) dx_3 \right] \quad (\text{IV - 4})$$

et

$$f_{sm}(x_1) = j\omega [u_{m1}^*(d) \sigma_{13}^s(x_1, d) + u_{m3}^*(d) \sigma_{33}^s(x_1, d)] \quad (\text{IV - 5})$$

Dans le cadre de notre étude, on envisage ensuite deux cas : celui de l'excitation par un transducteur mono - élément et celui par un transducteur multi-éléments. Rappelons, en outre, que ces éléments sont supposés de dimension infinie suivant l'axe x_2 et de largeur égale à $2L$.

- cas du transducteur mono - élément :

Si l'on considère que l'excitation du transducteur mono - élément est appliquée sur l'intervalle $-L < x_1 < L$, alors la solution de l'équation différentielle [équation (IV - 3)], pour tout mode de Lamb se propageant selon les x_1 croissants, est donnée par :

$$a_m(x_1) = \frac{e^{-j\xi_m x_1}}{4P_{mm}} \int_{-L}^L f_{Sm}(\eta) e^{j\xi_m \eta} d\eta \quad (IV - 6)$$

- généralisation au cas du transducteur multi - élément :

Dans le cas de n éléments piézoélectriques identiques, excités en phase [Figure (IV - 2)], la résolution est réalisée en appliquant le principe de superposition : nous considérons alors que le profil de contrainte imposé par le transducteur multi-élément est la résultante des contraintes individuelles de chaque élément. L'avantage d'un tel formalisme est qu'un seul calcul élément fini est nécessaire, celui réalisé pour le transducteur mono - élément.

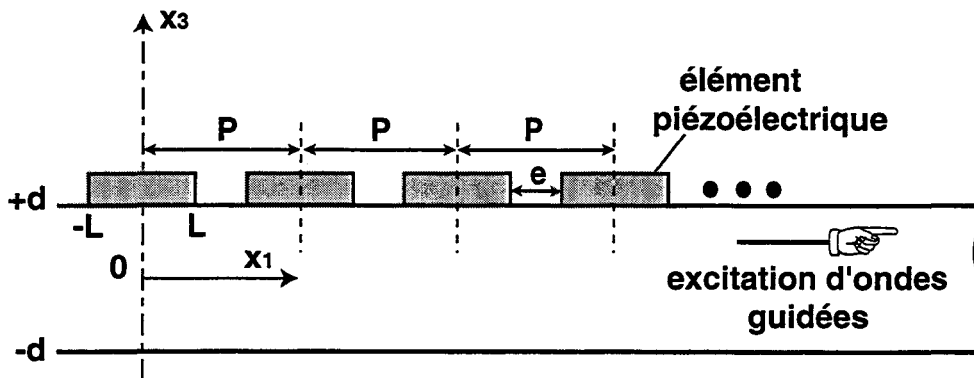


Figure (IV - 2) : excitation de la plaque par un transducteur multi - élément.

L'application du principe de superposition suppose néanmoins que l'on peut négliger les effets d'interactions parasites entre chaque élément. Cette hypothèse, d'après des résultats expérimentaux présentés par T. Demol¹, semble confirmée pour certaines valeurs de (e) . On supposera par la suite que nous sommes dans ce cas.

Par conséquent, si l'on désigne par p le pas entre chaque élément piézoélectrique et N le nombre total d'éléments, on obtient comme solution :

$$a_m(x_1, p) = \left(\frac{e^{-j\xi_m x_1}}{4P_{mm}} \int_{-L}^L f_{Sm}(\eta) e^{j\xi_m \eta} d\eta \right) \cdot \left(\sum_{n=0}^{N-1} e^{j\xi_m n p} \right) \quad (IV - 7)$$

Il est donc possible, à partir de cette relation, d'étudier simplement l'influence de l'écartement entre les éléments sur la nature des ondes de Lamb générées.

L'étude se fera, par la suite, sur une plaque composite de symétrie orthotrope. Nous verrons, en particulier, comment tirer profit de cette technique de modélisation afin de perfectionner notre système de surveillance. Les résultats de ces modélisations seront présentés conjointement aux résultats expérimentaux.

3. Application à la surveillance de plaques composites de symétrie orthotrope

3.1. Etude préliminaire

a) Présentation de la plaque

Les plaques utilisées dans ce travail ont pour dimensions : 600 mm de longueur, 400 mm de largeur et 4,78 mm d'épaisseur. Elles sont, en outre, constituées de plis en carbone/époxy du type HTA/6376 (les caractéristiques du matériau étant données en annexe D), et d'une épaisseur de 0,133 mm. D'autre part, l'empilement des couches suivant la longueur des plaques est de symétrie orthotrope ($[0_4, 90_4, 0_4, 90_4, 0_2]_s$).

L'étude de la propagation des ondes de Lamb selon l'axe de symétrie de la plaque étant plus simple à interpréter, les transducteurs utilisés devront émettre suivant cet axe.

b) Calcul des courbes de dispersion et choix du domaine d'excitation

La première étape de l'étude consiste à déterminer le domaine d'excitation approprié pour la génération des ondes de Lamb. Il existe trois critères de sélection : en premier lieu, on cherchera une configuration où un seul mode est excité afin de limiter la complexité des signaux reçus. En second lieu, le choix de la fréquence doit correspondre à un domaine où l'onde transmise n'est pas dispersive, afin que la forme du signal n'évolue pas en fonction de la distance parcourue. Enfin, il est primordial que le mode de Lamb excité soit sensible au défaut que l'on cherche à détecter. On choisira donc le mode pour lequel la longueur d'onde sera inférieure ou égale à la taille des endommagements. Ce dernier critère est une condition nécessaire mais non suffisante pour s'assurer de l'interaction de l'onde avec le défaut.

Afin d'établir ces choix, il est essentiel de connaître la nature des ondes de Lamb, qui peuvent être générées dans ces plaques. Ainsi, les figures [IV - 3(a)] et [IV - 3(b)] présentent les courbes de dispersion pour les six premiers modes de Lamb lors d'une propagation selon la longueur de la plaque.

Les courbes de vitesses de phase théoriques (figure [IV - 3(a)]) ont été calculées à partir du modèle présenté au chapitre I. Nous avons ensuite déterminé les vitesses de groupe (figure [IV - 3(b)]) après dérivation de ces courbes. D'autre part, afin de s'assurer de la validité de ces résultats théoriques, des mesures de vitesses ont également été réalisées. Ainsi, nous avons

exploité, d'une part, la transformée de Fourier à deux dimensions pour la mesure des vitesses de phase, et d'autre part, la méthode d'intercorrélacion concernant l'évaluation des vitesses de groupe (voir chapitre II). Après l'analyse de ces figures, nous constatons un excellent accord entre les valeurs expérimentales et numériques.

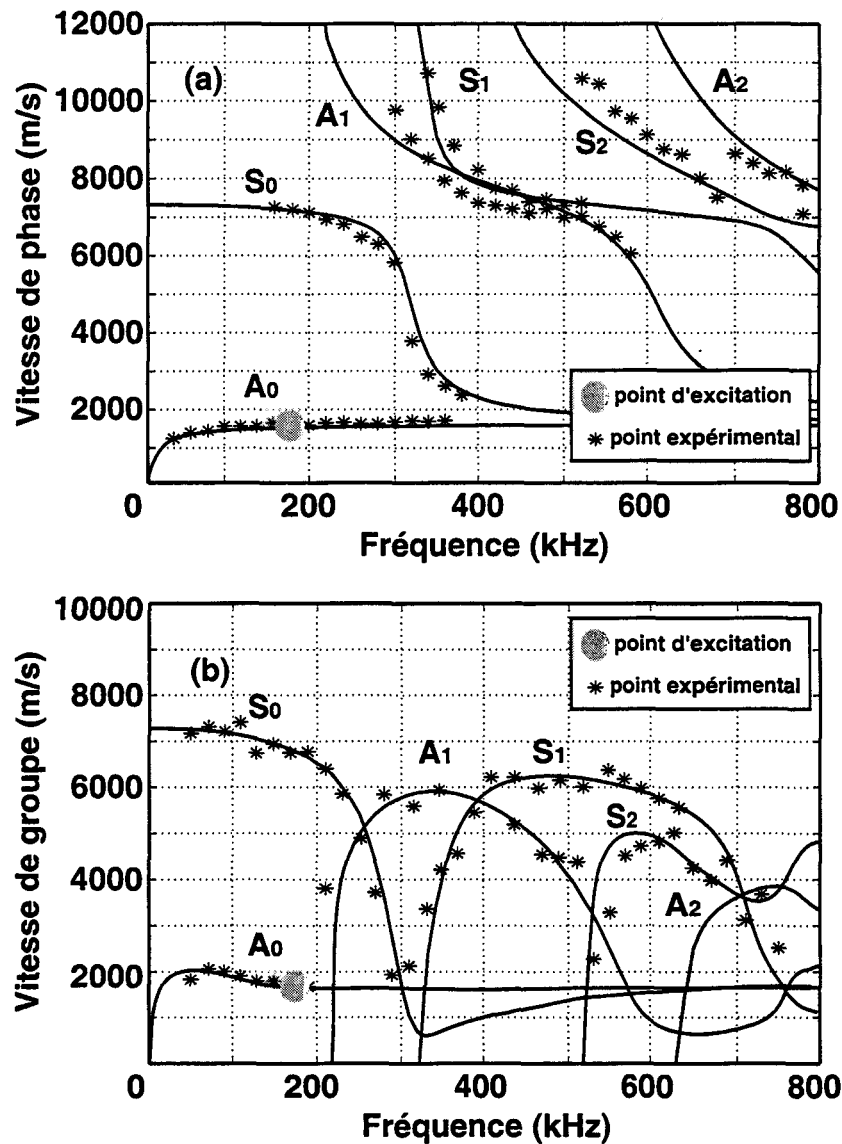


Figure (IV - 3) : courbes de dispersion théoriques et points de mesure
(a) Vitesse de phase - (b) Vitesse de groupe.

A partir des courbes de dispersion des vitesses de groupe (figure [IV - 3(b)]), nous pouvons faire différentes remarques : premièrement, la dispersion des modes S_0 et A_0 est relativement faible autour de 180 kHz et seuls deux modes sont excités à cette fréquence. En outre, la vitesse de groupe du mode S_0 étant trois fois supérieure à celle du mode A_0 , il devrait être possible, de distinguer dans le signal reçu, les deux modes. Cette remarque induit que les réflexions sur les bords de la plaque ne perturbent pas le signal.

Si l'on calcule maintenant les longueurs d'ondes de ces modes à la fréquence de 180 kHz (calcul déduit des vitesses de phase), on trouve respectivement, pour les modes S_0 et A_0 , des valeurs égales à 40 mm et 8,5 mm. La longueur d'onde du mode A_0 étant environ cinq fois plus petite que celle du mode S_0 , il est plus intéressant de travailler avec le mode antisymétrique. Notre choix se tournera donc vers une excitation du mode A_0 à la fréquence de 180 kHz.

A partir de ces constatations, la seconde étape peut être envisagée: on va maintenant s'intéresser à la conception de transducteurs capables d'exciter de façon prépondérante le mode choisi. Nous allons donc nous servir des résultats du modèle théorique pour effectuer cette amélioration.

3.2. Recherche sur la génération optimisée du mode A_0

3.2.1. Etude théorique

a) Description du problème

Comme nous l'avons vu lors du troisième chapitre (paragraphe 2.3.2), l'excitation de l'élément piézoélectrique à ses fréquences de résonances naturelles permet une conversion efficace de l'énergie électrique en énergie mécanique. Nous avons donc choisi pour émettre des éléments piézoélectriques de type P1- 60, avec une fréquence de résonance latérale égale à 180 kHz. Les dimensions de l'élément piézoélectrique sont alors les suivantes : 8 mm de largeur, 30 mm de long et 1 mm d'épaisseur.

Dans un premier temps, nous allons étudier le type d'ondes générées par cet élément à la fréquence de 180 kHz. Dans un second temps, nous considérerons le cas où deux éléments piézoélectriques sont excités. Nous chercherons alors les valeurs de l'écartement entre les deux éléments, pour lesquelles la génération du mode A_0 est favorisée.

b) Transducteur mono - élément

- modalités de calcul

La figure (IV - 4) présente le modèle éléments finis utilisé pour déterminer les contraintes surfaciques appliquées par l'élément piézoélectrique choisi sur la plaque composite. La longueur de l'élément piézoélectrique étant beaucoup plus grande que les deux autres dimensions, sa longueur sera supposée infinie selon l'axe x_2 .

Ce modèle prend en compte la nature multicouche du matériau, puisque chaque élément de la plaque composite est constitué, soit de quatre couches orientées à 0° , soit de quatre couches orientées à 90° .

Concernant les propriétés de l'absorbeur, nous considérerons que son tenseur élastique ($C = [C_{ijkl}]$) est obtenu, d'une part, en prenant la moyenne arithmétique des coefficients élastiques de chacune des couches de la plaque composite et, d'autre part, en ajoutant une partie imaginaire de sorte à introduire des pertes mécaniques. Le tenseur élastique de l'absorbeur s'écrit donc :

$$C = (1 + j \tan \delta) C' \quad (\text{IV- 8})$$

avec (C') correspondant au tenseur élastique moyenné de la plaque composite et (δ) à l'angle de perte.

La propriété de cet absorbeur à atténuer les ondes émises dépend alors de deux paramètres : la longueur et l'angle de perte. Pour notre application, c'est à dire à la fréquence de 180 kHz, nous avons choisi une longueur de 16,5 mm et un angle de perte égale à 38 degrés. L'obtention de ces valeurs est effectuée suivant des critères théoriques présentés dans la littérature⁹⁰.

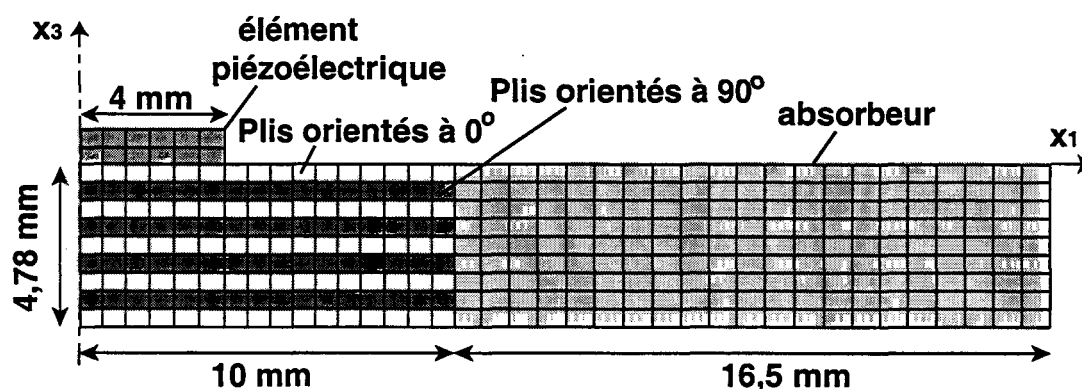


Figure (IV - 4) : modèle élément fini correspondant à l'excitation d'un capteur de taille 8 mm.

- résultats de la modélisation

Une fois les contraintes surfaciques calculées, elles sont introduites dans l'équation (IV - 6) afin de déterminer l'amplitude associée à chaque mode. Ensuite, l'équation (IV - 1) permet d'établir le champ acoustique global (u, T) en tout point de la plaque.

Pour notre part, nous avons choisi de représenter, figures [IV - 5(a)] et [IV - 5(b)], les déplacements des modes de Lamb à la surface de la plaque, en fonction de la distance de propagation. Les deux modes émis (A_0 et S_0) par l'élément piézoélectrique à la fréquence de 180 kHz sont facilement identifiables grâce à leurs longueurs d'onde. Ces figures mettent en évidence l'importance du mode A_0 dans le déplacement normal de la plaque et celle du mode S_0 dans le déplacement tangentiel. De plus, l'écart en amplitude entre les deux types de déplacements étant faible, aucun des deux modes ne peut être considéré comme prépondérant.

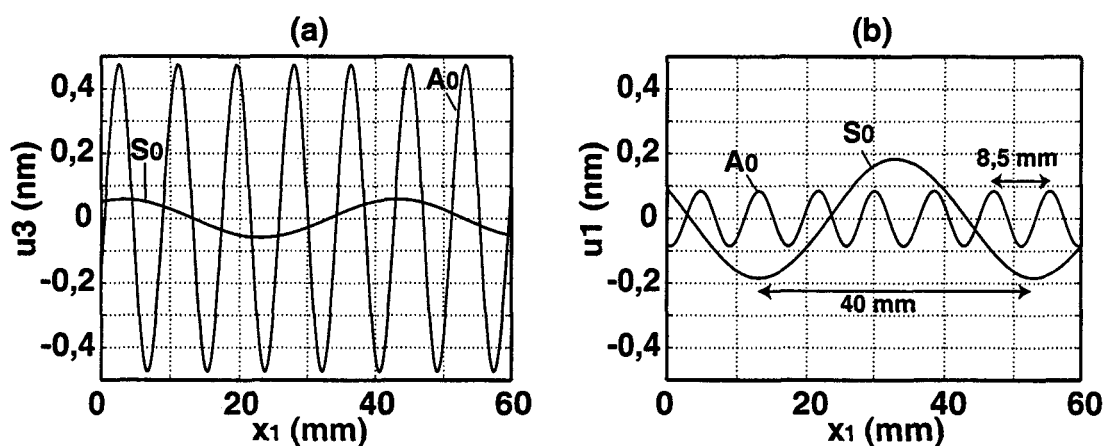


Figure (IV - 5) : déplacement des modes S_0 et A_0 , à la surface de la plaque, en fonction de la distance de propagation. fréquence 180 kHz - excitation sur une largeur de 8 mm.
(a) déplacement normal - (b) déplacement tangentiel.

c) Cas de deux éléments piézoélectriques excités en phase

Dans le but de privilégier la génération du mode A_0 , nous allons considérer maintenant le cas de l'excitation par deux éléments piézoélectriques semblables à celui présenté précédemment, à la fréquence de 180 kHz. L'amplitude des modes émis se déduit cette fois-ci à partir de la relation (IV - 7) dans laquelle on prend soin de spécifier le pas (p) entre chaque élément piézoélectrique.

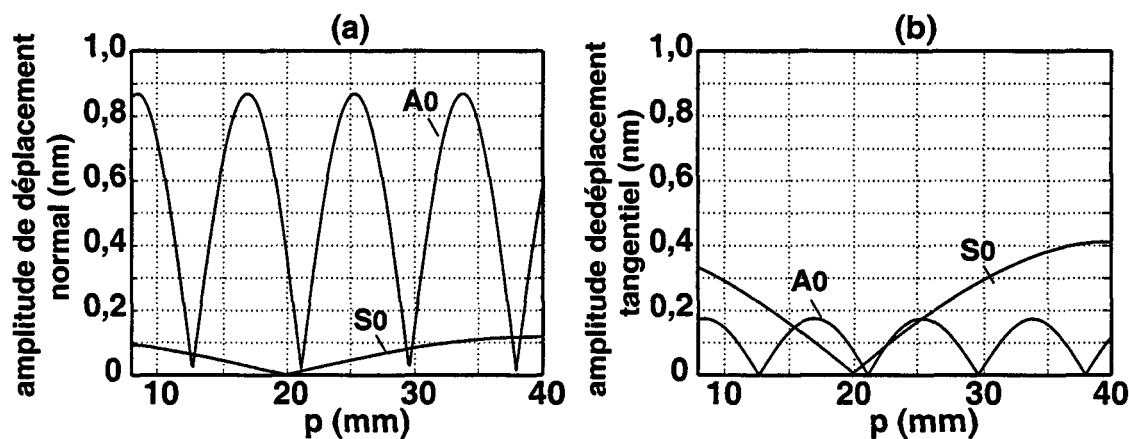


Figure (IV - 6): contribution des modes S_0 et A_0 au déplacement en surface de plaque, en fonction du pas p .
(a) déplacement normal - (b) déplacement tangentiel.

L'influence du paramètre (p) sur les amplitudes de déplacements de chacun des modes est illustrée sur les figures [IV - 6(a)] et [IV - 6(b)]. Après l'analyse de ces courbes, on constate que l'amplitude d'un mode donné est maximale lorsque (p) est égal à un multiple de sa longueur d'onde. Ainsi, par exemple, l'amplitude du mode A_0 est maximale pour (p) égal à

17 mm (soit deux fois sa longueur d'onde), tandis que l'amplitude du mode S_0 tend vers un maximum à 40 mm.

Ce résultat n'est pas surprenant : il est en effet connu ^{1,129} que le renforcement d'un mode de Lamb donné peut être obtenu en ajustant la distance inter - élément (p) du transducteur à la longueur d'onde (ou un de ses multiples) du mode. En revanche, seule la modélisation peut prédire si les amplitudes des autres modes sont faibles par rapport au mode renforcé.

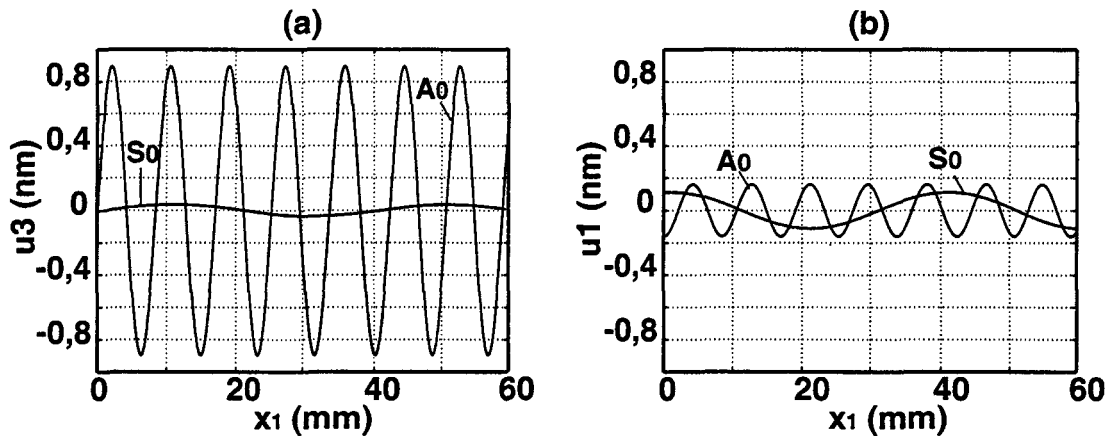


Figure (IV - 7): déplacements des modes S_0 et A_0 à la surface de la plaque, en fonction de la distance de propagation - fréquence 180 kHz- excitation sur deux éléments.

Les figures [IV -7(a)] et [IV -7(b)] illustrent les déplacements des modes de Lamb à la surface de la plaque pour une valeur de p de 17 mm. On constate, dans ce cas, que la contribution du mode S_0 au déplacement normal de la plaque, est négligeable en comparaison de celle du mode A_0 . En revanche, les déplacements tangentiels pour les deux modes sont d'égales amplitudes. Néanmoins, étant donné l'importance de l'amplitude du mode A_0 dans le déplacement normal, on peut cette fois-ci considérer que le champ de déplacement global de la plaque correspond principalement à la génération du mode A_0 .

Lorsque l'on compare ces résultats avec ceux obtenus pour un seul élément piézoélectrique, il est clairement démontré que ce deuxième type d'excitation est mieux adapté à la génération du mode A_0 .

3.2.2. Etude expérimentale

L'objectif, à présent, est de nous servir des résultats théoriques pour perfectionner le système de surveillance.

Deux incertitudes demeurent cependant: on peut en effet se demander si les conclusions précédentes déduites lors d'une excitation harmonique, sont encore valables pour les signaux d'excitation utilisés lors du contrôle actif. Ces signaux électriques sont en effet, à bande de

fréquence réduite autour de la fréquence considérée. Il est donc important de vérifier que les fréquences au voisinage de la fréquence de travail ne viennent pas perturber la génération du mode de Lamb sélectionné.

D'autre part, il convient également de s'assurer que le capteur qui sera choisi pour recevoir les ondes, est adapté à la réception du mode A_0 .

Nous nous proposons donc de répondre à ces deux questions dans les paragraphes ci-dessous.

a) Application de la transformée de Fourier à deux dimensions ¹⁰³ pour la mesure d'amplitude des modes de Lamb.

Dans un premier temps, nous allons vérifier que le choix de l'excitation en phase des deux éléments piézoélectriques présentés précédemment (pas p égal à 17 mm), est approprié pour la génération du mode A_0 . Dans cette optique, les amplitudes des modes de Lamb générés dans la plaque seront déterminés à l'aide de la méthode de la transformée de Fourier à deux dimensions (voir Chapitre II) pour deux configurations différentes : d'une part, lors de l'excitation par un élément piézoélectrique, d'autre part, pour le cas de l'excitation en phase de deux éléments piézoélectriques.

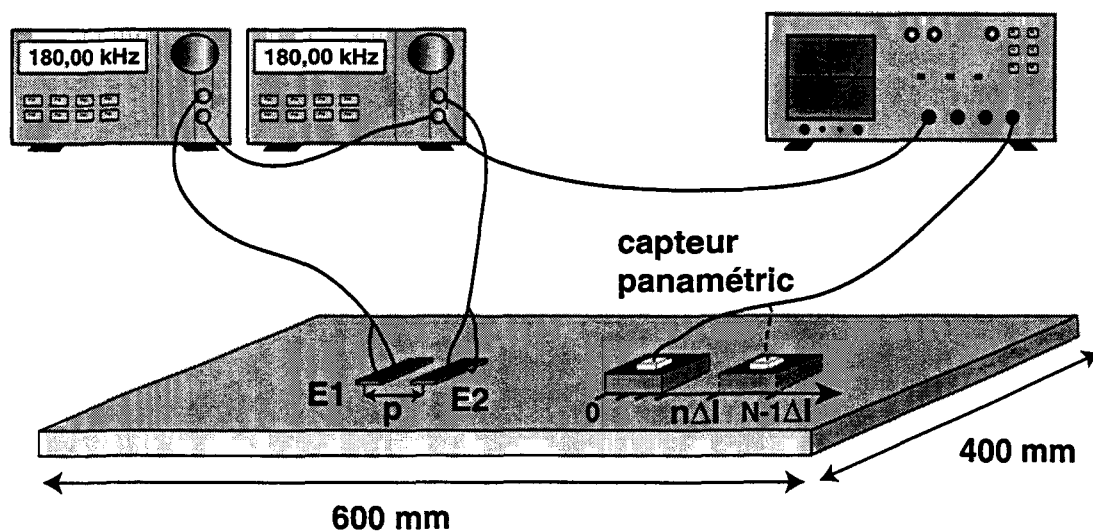


Figure (IV - 8) : représentation schématique du banc de mesure pour le cas de l'excitation en phase de deux éléments piézoélectriques .

Le dispositif utilisé pour ces mesures est le suivant : le ou les éléments piézoélectriques excitateurs [voir figure (IV - 8)] sont collés sur la plaque. Ensuite, ces éléments sont excités par un signal électrique constitué de cinq cycles de sinusoïde, de fréquence 180 kHz et d'amplitude 10 V, que l'on multiplie par une fenêtre de Hanning. Le capteur choisi pour recevoir les ondes est un capteur épais, de type "panamétrics", large bande (fréquence centrale 500 kHz), que l'on couple à la plaque par un gel. Dans cette configuration, on ne mesure donc

que les déplacements normaux. Enfin, ce récepteur est déplacé selon un pas prédéfini (Δl) et l'on effectue un nombre N d'acquisitions.

Pour ces applications, nous avons choisi d'enregistrer des séries de 64 signaux temporels avec un incrément spatial égal à 2 mm. Chaque signal contient 1000 points pour un intervalle d'échantillonnage temporel égal à 500 ns. En outre, avant d'appliquer la transformée de Fourier à deux dimensions, des zéros sont ajoutés selon le domaine spatial (64) et temporel (24), afin de lisser les résultats.

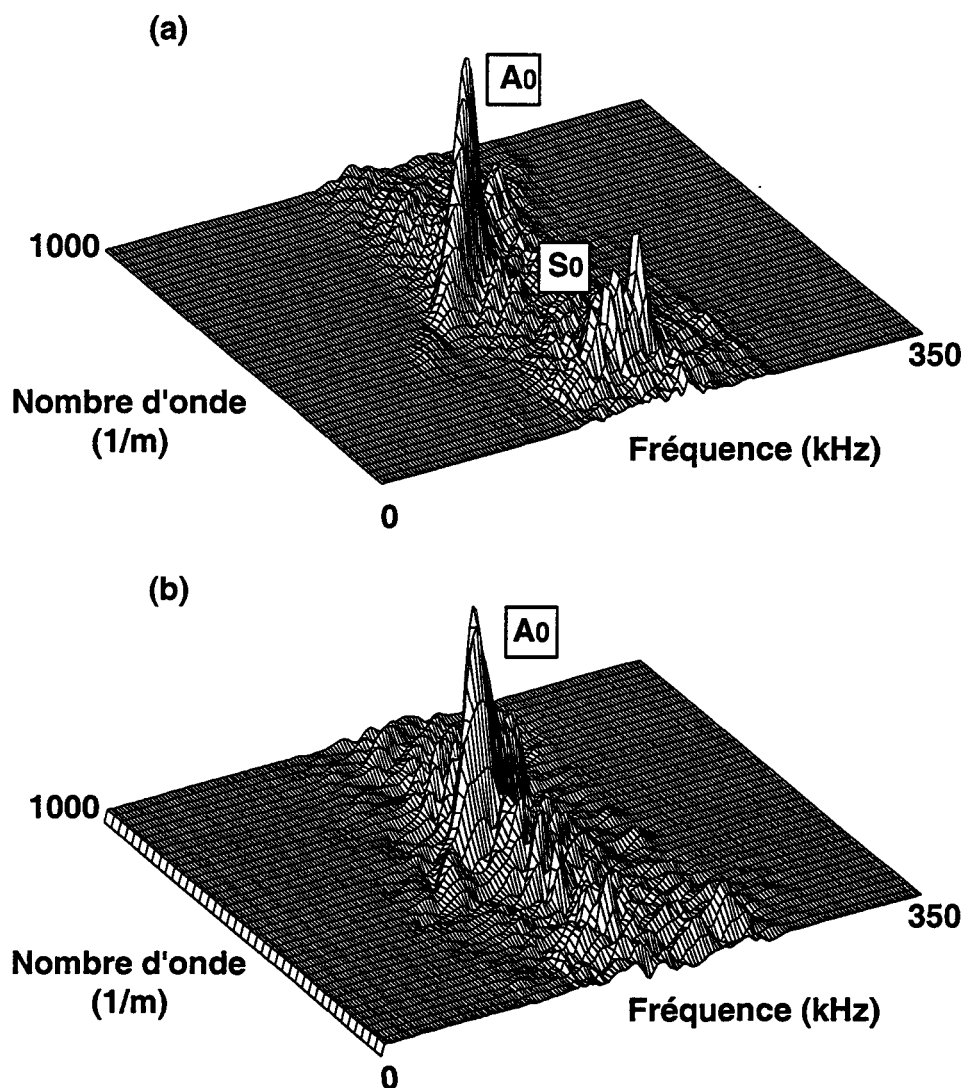


Figure (IV - 9) : représentation de la transformée de Fourier à deux dimensions pour les cas de l'excitation par : (a) un élément - (b) deux éléments excités en phase.

Les figures [IV - 9(a)] et [IV - 9(b)] présentent les résultats de la double transformée de Fourier pour le cas d'une excitation d'un ou deux éléments piézoélectriques.

Sur la figure [IV - 9(a)], deux modes sont clairement identifiés au voisinage de 180 kHz : le mode A_0 et le mode S_0 . En outre, on observe une amplitude plus importante du mode A_0 . Ce premier résultat concorde avec celui obtenu dans le modèle théorique vu précédemment : la figure [IV - 5(a)] indiquait, en effet, que l'amplitude de déplacement normal du mode A_0 à la fréquence de 180 kHz, était deux fois supérieure à celle du mode S_0 .

Concernant le cas de l'excitation en phase des deux éléments piézoélectriques, la représentation graphique obtenue est également en accord avec les prédictions théoriques, puisque seul le mode A_0 est mesuré. Nous utiliserons donc, par la suite, ce type d'excitation dans notre système de surveillance.

Il convient toutefois de rappeler que, s'il est possible ici de se baser sur les résultats théoriques de l'excitation harmonique, c'est parce que les nombres d'ondes des modes A_0 et S_0 sont clairement distincts autour de la fréquence considérée et que le domaine excité est peu dispersif.

b) recherche d'un capteur approprié pour la réception du mode A_0

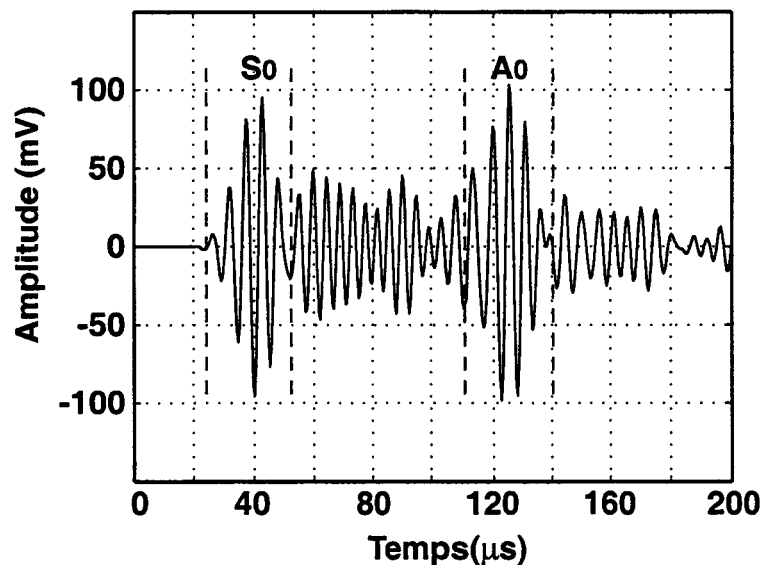


Figure (IV - 10) : réception du signal en R2 après l'excitation en phase des éléments piézoélectriques E1 et E2.

La logique des essais conduit maintenant à rechercher un capteur approprié pour recevoir le mode A_0 . Dans un premier temps, nous avons choisi de coller sur la plaque un troisième élément piézoélectrique de mêmes dimensions que ceux utilisés précédemment. Cet élément nommé R2 est distant de 170 mm de l'élément E2 suivant l'axe de symétrie de la plaque et sert donc de récepteur. Un exemple de signal reçu par cet élément piézoélectrique, après l'excitation en phase des éléments E1 et E2, est présenté sur la figure (IV -10).

Après l'étude de ce signal, on constate que les modes A_0 et S_0 sont d'égales amplitudes. Ce résultat peut toutefois s'expliquer : la taille de l'élément piézoélectrique considéré (8 mm), c'est-à-dire environ la longueur d'onde du mode A_0 , contribue sans doute à rendre plus difficile la réception de ce mode. Cette remarque fait appel à différentes études^{1,3,55}, dans lesquelles il est démontré que l'amplitude d'un mode donné est, d'une part, minimale lorsque la largeur de l'élément piézoélectrique excitateur est égale à sa longueur d'onde (phénomène d'intégration) et, d'autre part, maximale pour une largeur égale à sa demi longueur d'onde. Le raisonnement inverse peut donc s'appliquer également dans le cas de la réception.

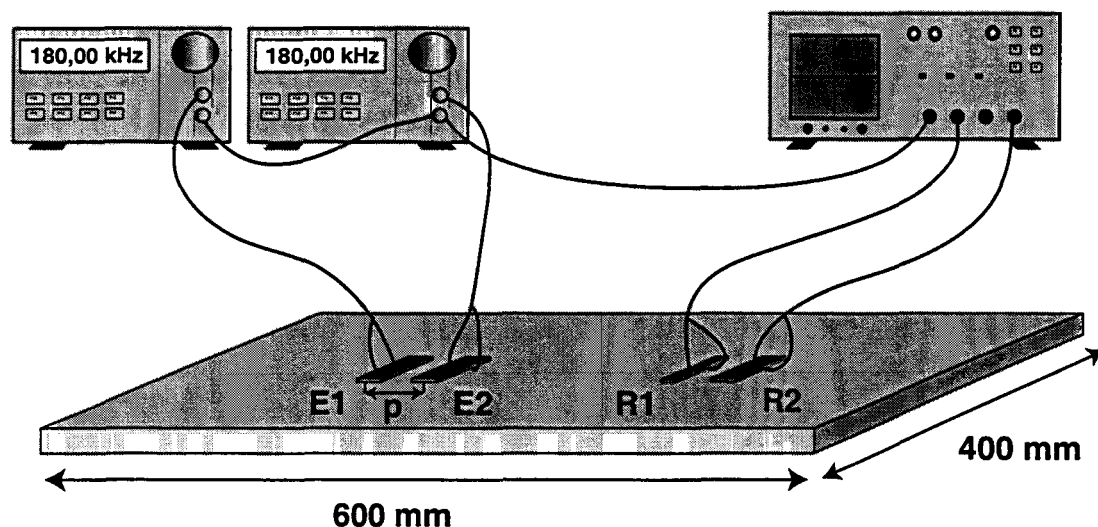


Figure (IV - 11) : instrumentation de la plaque composite avec les quatre éléments piézoélectriques E1, E2, R2 et R1. (excitation en phase de E1 et E2)

Suite à ces déductions, un quatrième élément piézoélectrique (R1) de largeur 4 mm est collé sur la plaque à 150 mm de l'émetteur E2 [voir Figure (IV - 11)]. Nous nous trouvons cette fois-ci dans de bonnes conditions pour recevoir le mode A_0 : en effet, la largeur de l'élément correspond environ à la demi longueur d'onde du mode A_0 .

Les résultats de la figure (IV - 12) semblent confirmer ces hypothèses précédentes. L'élément choisi favorise à présent la réception du mode A_0 . En revanche, on remarque une perte de sensibilité du transducteur (baisse en amplitude du signal reçu) puisque l'on ne travaille plus à sa fréquence de résonance.

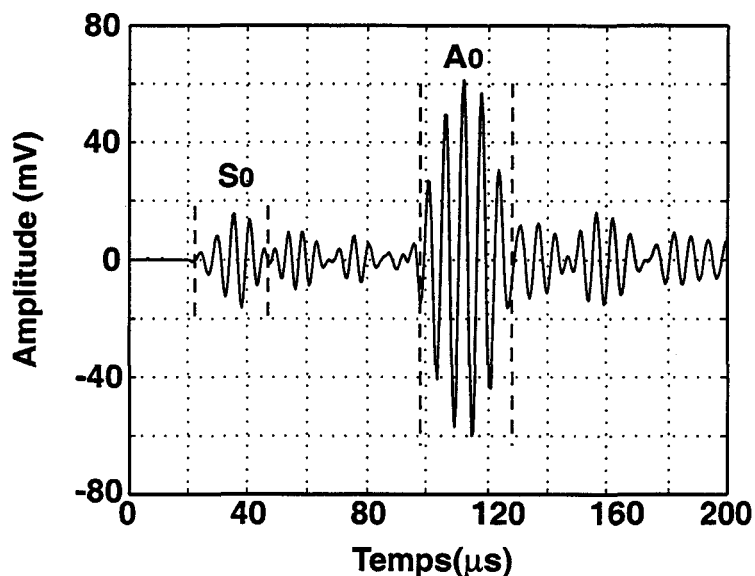


Figure (IV - 12) : réception du signal en R1 après l'excitation en phase des éléments piézoélectriques E1 et E2.

c) conclusion

Les essais réalisés dans les paragraphes précédents prouvent qu'il est possible de générer et surtout de recevoir un mode de Lamb donné à partir des éléments piézoélectriques utilisés : le mode A_0 . L'objectif, maintenant, est d'exploiter cette amélioration pour la détection d'endommagements.

3.3. Application à la détection d'un défaut occasionné lors d'impacts

a) présentation des essais d'impacts

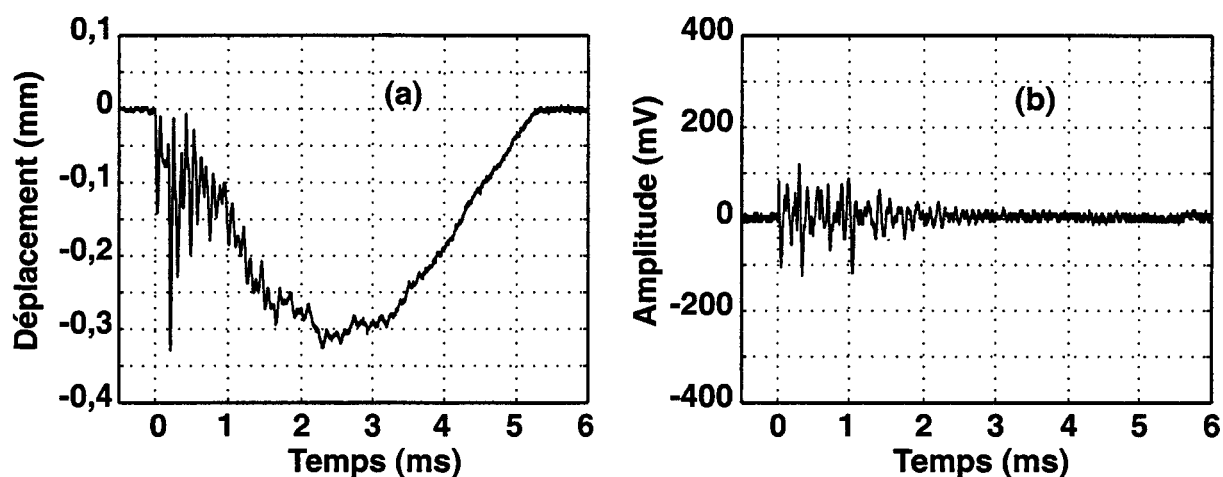
Afin d'introduire un défaut dans la plaque composite de symétrie orthotrope, des tests d'impacts sont réalisés en son centre (entre les capteurs E2 et R1). Le dispositif choisi pour effectuer ces essais est sensiblement le même que celui présenté dans le chapitre III, paragraphe 3.2. Le système utilisé est doté d'une masse de 2,052 kg, sur laquelle est fixé un impacteur hémisphérique en acier trempé, d'une largeur de 16 mm. En outre, un système laser permet de mesurer le déplacement en épaisseur de la plaque au point d'impact.

Concernant notre système de surveillance passive, des filtres passe-haut, d'une fréquence de coupure 15 kHz, sont disposés en sortie des éléments piézoélectriques, afin d'enregistrer l'apparition de hautes fréquences.

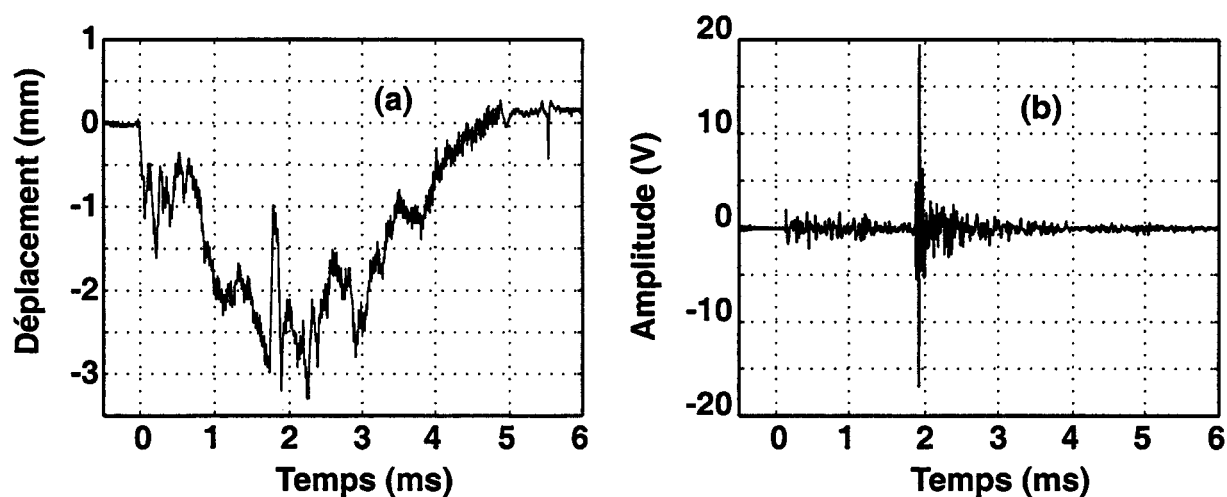
Dans un premier temps, on réalise un impact d'énergie égale à 1 J, afin de calibrer le système de surveillance. La figure [IV - 13(a)] représente le déplacement de la plaque mesuré par le système laser au point d'impact. Des oscillations sont présentes sur le signal de déplacement dans l'intervalle de temps [0,1 ms], en raison vraisemblablement du contact de l'impacteur

hémisphérique avec la plaque. Le déplacement atteint ensuite une valeur maximale de 0,3 mm.

Le bruit émis lors du contact entre l'impacteur et la plaque est également enregistré par les éléments piézoélectriques (voir figure [IV - 13(b)]) : on observe, en effet, dans l'intervalle de temps [0,1 ms], une activité acoustique. Il conviendra donc par la suite, de distinguer ce bruit acoustique de celui caractérisant l'endommagement.



*Figure (IV - 13) : impact d'énergie 1J
a) déplacement enregistré - b) signal d'émission acoustique reçu en R2.*



*Figure (IV - 14) : impact d'énergie 24J
a) déplacement enregistré - b) signal d'émission acoustique reçu en R2.*

Dans un second temps, un impact d'énergie égale à 24 J, est appliqué au centre de la plaque composite. Le déplacement enregistré, figure [IV - 14(a)], est multiplié par 10. On observe donc un déplacement maximal égal à 3 mm. De plus, le signal d'émission acoustique mesuré par l'élément R2 (figure[IV - 14(b)]) est d'amplitude relativement élevée (20 V) lorsque le

temps t est égal à 2 ms, c'est-à-dire au moment où le déplacement de la plaque est maximal. Ce pic d'amplitude n'est donc pas dû au bruit acoustique de contact entre la plaque et l'impacteur (ici de l'ordre de 2 V). Il semble donc correspondre à l'apparition d'un endommagement.

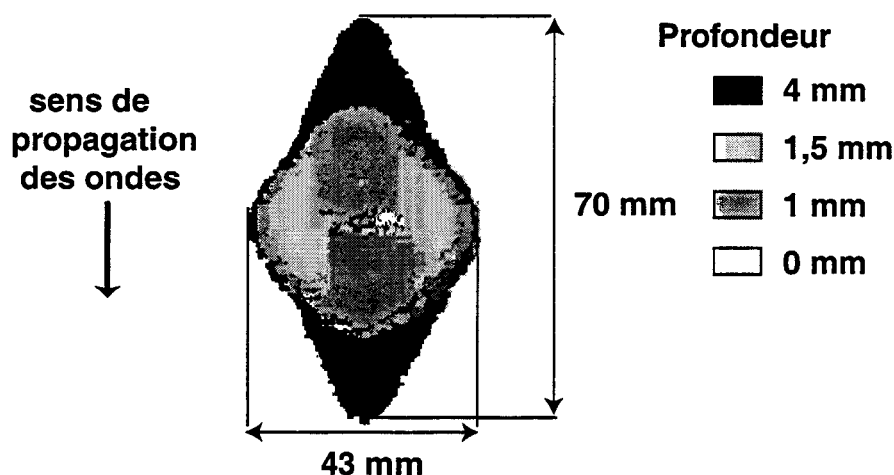


Figure (IV - 15): C-scan de la plaque après un impact de 24J.

Afin de vérifier cette hypothèse, on réalise un C-scan de la plaque. La figure (IV - 15) correspondante montre qu'un endommagement de forme elliptique est apparu. La surface de cet endommagement est de 3010 mm^2 . Ces essais vérifient, une fois de plus, la possibilité de détecter l'apparition d'un endommagement lors d'impacts, à partir du contenu fréquentiel du signal acoustique émis.

b) résultats du diagnostic actif

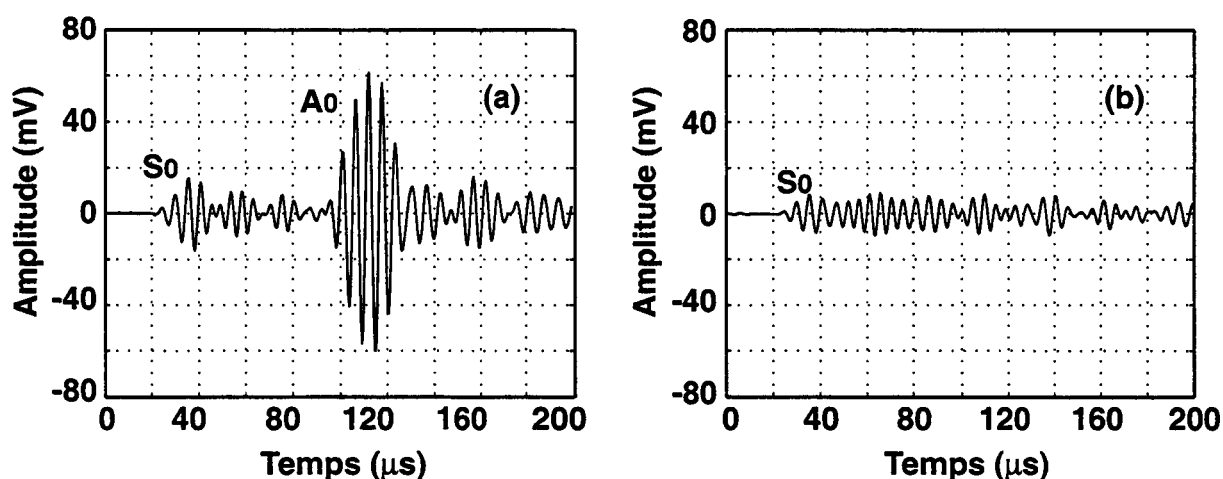
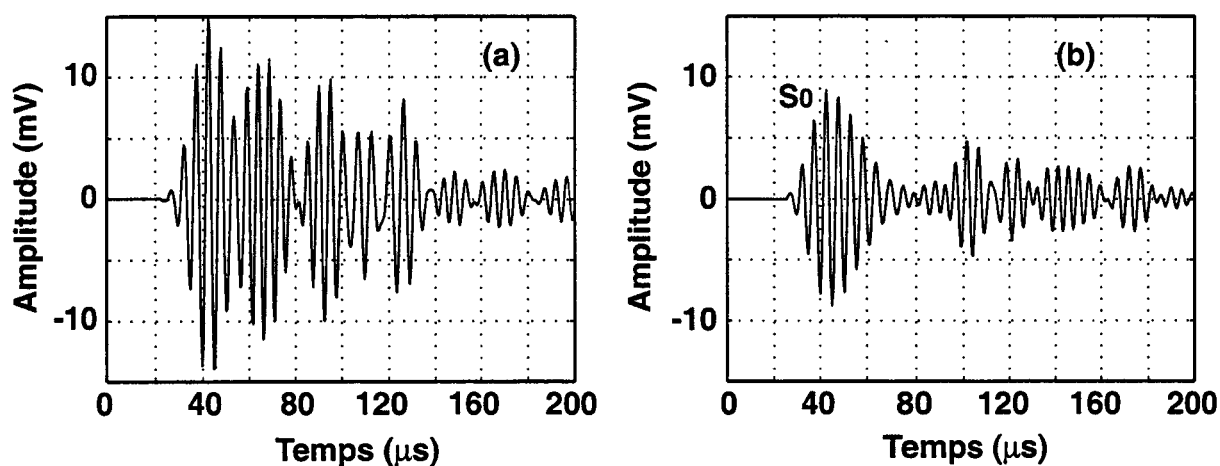


Figure (IV - 16) : signal enregistré en R1 après excitation en phase des éléments E1 et E2.
(a) avant impacts - b) après impacts.

Les figures [IV -16(a)] et [IV -16(b)] représentent les signaux ondes de Lamb enregistrés par l'élément R1 avant et après la série d'impacts. On remarque que le mode A_0 disparaît avec l'apparition du défaut. La sensibilité de ce mode à l'endommagement est donc vérifiée. Concernant le mode S_0 , celui-ci semble, en revanche, moins sensible à l'apparition de l'endommagement.

Afin de confirmer cette hypothèse, nous avons également enregistré les signaux émis par l'élément piézoélectrique E2 et reçu par l'élément piézoélectrique R2 (voir figures [IV -17(a)] et [IV -17(b)]). Ce type de configuration ne permet pas la sélection d'un mode donné, le signal reçu est donc de forme complexe. Néanmoins, il est possible d'identifier le mode S_0 puisque c'est celui dont la vitesse de groupe est la plus grande.



*Figure (IV - 17) : signal enregistré en R2 après excitation par élément E2.
(a) avant impacts b) après impacts.*

Si l'on compare, dans ce dernier cas, les réponses avant et après impacts, on observe alors une diminution d'amplitude du mode S_0 . Il n'est cependant pas totalement atténué, ce qui démontre qu'il est moins sensible à l'apparition de l'endommagement que le mode A_0 . Enfin, du fait de la disparition du mode A_0 , il est intéressant de noter que le signal reçu, après impacts, est simple à interpréter.

4. Conclusion générale

La première partie de ce chapitre consacrée à la technique de modélisation utilisée, a permis de mettre en évidence l'influence des caractéristiques des transducteurs sur la nature des ondes excitées dans la plaque composite. Ensuite, nous nous sommes appuyés sur ces résultats théoriques, pour concevoir des transducteurs adaptés à la génération d'un mode de Lamb donné. En particulier, nous avons vérifié la possibilité d'utiliser des éléments piézoélectriques collés en surface, pour générer de façon prépondérante le mode A_0 .

Enfin, la plaque instrumentée a été soumise à une série d'impacts. Nous avons alors vérifié la sensibilité du mode de Lamb choisi pour la détection du défaut. L'interprétation réalisée est simplifiée en raison de la génération d'un seul mode.

Ces essais ouvrent donc de nouvelles perspectives : il serait intéressant maintenant de tester l'aptitude des autres modes de Lamb à la détection de défauts.

Conclusion

Ce travail était consacré à l'étude et à la mise au point d'un système de surveillance embarqué destiné au contrôle santé de structures aéronautiques. Le système choisi pour réaliser ce "contrôle santé intégré" reposait, d'une part, sur l'excitation et la réception d'ondes de Lamb le long de la structure, par l'intermédiaire de transducteurs piézoélectriques fonctionnant en émetteur - récepteur et d'autre part, sur la veille permanente de la structure par ces mêmes transducteurs.

Dans une première partie, nous avons rappelé le contexte de cette étude. En particulier, nous avons décrit les différentes techniques inhérentes à l'inspection des structures aéronautiques, puis nous avons énoncé leurs limites et les surcoûts qu'elles engendrent. Parmi les solutions disponibles pour améliorer cette surveillance, le contrôle santé intégré par ondes de Lamb nous est apparu comme étant une technique efficace, offrant un grand nombre d'avantages comme celui de permettre l'inspection rapide de larges surfaces. Néanmoins, l'utilisation de ce système s'avère complexe et un certain nombre de points techniques devaient être résolus afin d'optimiser ce type de surveillance.

En premier lieu, une parfaite connaissance des caractéristiques des ondes de Lamb générées était nécessaire. Dans cette optique, une recherche sur les techniques de mesures de vitesses employées dans la littérature a été effectuée. Ces méthodes ont ensuite été testées avec succès sur des exemples variés comme celui d'une aile d'avion. Elles ont contribué ainsi à une meilleure compréhension de la propagation des ondes de Lamb dans les structures étudiées.

Avant de continuer les recherches, il était également nécessaire de s'assurer du bon fonctionnement de ce système sur des structures réelles. C'est pourquoi, une série d'essais préliminaires a été effectuée sur des structures aéronautiques. Nous avons vu que ce système de contrôle santé permettait la surveillance aussi bien de structures métalliques que de structures composites. Ainsi, des défauts de nature différente (fissures de fatigue, endommagements liés à des impacts) ont été initiés dans ces structures, puis détectés. D'autre part, il a également été vérifié que cette surveillance était possible sur une large surface et ce, malgré la présence de multiples rivets ou boulons. Enfin, nous avons mis en évidence la possibilité d'utiliser les transducteurs piézoélectriques pour l'écoute et la caractérisation d'impacts basses vitesses.

Fort de ces premiers enseignements, nous avons entrepris d'apporter quelques modifications au système afin, d'une part, d'améliorer la sensibilité du contrôle et, d'autre part, de simplifier l'analyse des résultats. Ces améliorations étant étroitement liées aux propriétés des ondes de Lamb à se propager dans les structures considérées et surtout à interagir avec le défaut,

l'objectif poursuivi a été de concevoir des transducteurs capables d'exciter un mode de Lamb de façon prépondérante. Nous avons donc été amenés à utiliser une technique de modélisation, afin de comprendre l'influence des caractéristiques des transducteurs sur la nature des ondes générées. La technique utilisée repose sur une approche couplée éléments finis / modes normaux et est développée, pour l'instant, dans le cas des matériaux de symétrie orthotrope.

Ensuite, nous nous sommes appuyés sur ces résultats théoriques, pour concevoir des transducteurs adaptés à la génération du mode antisymétrique A_0 dans une plaque composite de symétrie orthotrope. Cette dernière, une fois instrumentée, a été soumise à une série d'impacts et nous avons alors vérifié la sensibilité du mode de Lamb choisi à l'endommagement provoqué.

Plusieurs prolongements sont envisagés aux travaux exposés dans ce mémoire.

Dans un premier temps, le but est de développer l'outil de modélisation pour traiter le cas de l'excitation des modes de Lamb par des transducteurs multi-éléments dans des matériaux d'anisotropie quelconque, et de valider les résultats obtenus sur des applications concrètes.

D'autre part, il est prévu de réaliser d'autres d'essais sur la plaque de symétrie orthotrope de façon à tester l'aptitude des autres modes de Lamb à interagir avec les défauts engendrés lors d'impacts.

Un travail important doit être également effectué concernant la veille permanente de la structure. Les résultats présentés dans cette étude ont mis en évidence la possibilité de différencier un impact endommageant d'un impact non endommageant à partir de sa signature acoustique. Il serait intéressant de se servir de ces signaux pour la localisation d'impacts.

Dans un avenir un peu plus lointain, nous prévoyons la miniaturisation du système : par miniaturisation, sont sous-entendues celles des capteurs, mais aussi celle de l'appareillage électronique l'accompagnant.

Enfin, il est prévu d'élargir ce type de contrôle à d'autres secteurs tels que le secteur automobile et le secteur civil (ponts, canalisation, ...).

-
- ¹ Demol, T., "Etude de transducteurs en barrette pour le contrôle santé de structures aéronautiques composites par ondes de Lamb. Application à la caractérisation de l'impact basse vitesse", Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut Cambrésis, 1998, 203p.
 - ² Blanquet, P., "Etude de l'endommagement des matériaux composites aéronautiques à partir des techniques ultrasonores", Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut Cambrésis, 1997, 169p.
 - ³ Moulin, E., "Contribution à l'étude de la génération d'ondes de Lamb par transducteurs piézoélectriques intégrés. Application à la modélisation de matériaux sensibles", Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut Cambrésis, 1999, 155 p.
 - ⁴ Paget, C., A., and Levin, K., "Structural Integrity of Composites with Embedded Piezoelectric Ceramic Transducer", in Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 306-313.
 - ⁵ Bourasseau, N., Moulin, E., Delebarre, C., Bonniau, P., "Radome health monitoring with Lamb waves : experimental approach", NDT&E International, Vol. 33, 2000, p. 393-400.
 - ⁶ Grondel, S. , Assaad, J., Delebarre, C., Blanquet, P. and Moulin, E., "The propagation of Lamb waves in multilayered plates : phase-velocity measurement", Meas. Sci. Technol., Vol. 10, 1999, p. 348-353.
 - ⁷ Grondel, S., Delebarre, C., Assaad, J., Dupuis, J.-P., Reithler, L., " Fatigue crack monitoring of riveted aluminium strap joints by Lamb wave analysis and Acoustic Emission measurement techniques", accepted for publication in NDT&E, 2001.
 - ⁸ Egawa, K., "A proposal for a new maintenance inspection", in Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 100-105.
 - ⁹ Adams, R. D., Cawley, P., "A review of defect types and nondestructive testing techniques for composite and bonded joints", NDT International, Vol. 21, 1988, p. 208-222.
 - ¹⁰ D. N. Borza, D. N., "Composite materials and structures testing by electronic holography", in Twelfth International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Europe, Paris, France, 5th-9th July 1999, p. 469.
 - ¹¹ Graue, R., Reutlinger, A., Werner, J., "TPS Health Monitoring on X-38", in Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 278-284.
 - ¹² Davis, C. W., Nath, S., Fulton, J. P., and Mankung, M., "Combined investigation of eddy current and ultrasonic techniques for composite materials", Review of Progress in Quantitative Non Destructive Evaluation, Vol. 14B, Colorado, pp. 1295-1301, 07/1994, p. 1295-1301.

-
- ¹³ Mihara, T., Suzuki, G., Harazono, A., Ihuno, T., "Fatigue damage monitoring of round shape specimen by acoustic microscopy", *NDT and E international, Non Destructive Testing and Evaluation*, Vol. 32, issue 3, 1999, p. 161-166.
- ¹⁴ Bar-Cohen, Y., "NDE of fiber-reinforced composite materials-A review", *Materials Evaluation*, Vol. 44, 1986, p. 446-454.
- ¹⁵ AGARD, "Fatigue Management", AGARD-CP-506, 1991.
- ¹⁶ RTO, "Exploitation of Structural Loads/Health Data for Reduced Life Cycle Costs", *Nato research and Technology Organization (RTO)*, RTO-MP-7, 0AC/323(AVT)TP/4, 1998.
- ¹⁷ Tracy, M., Roh, Y.-S., and Chang, F.-K., "Impact Damage Diagnostics for Composite Structures Using Built-In Sensors and Actuators", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, *Proc. SPIE 2779*, 1996, p. 118-123.
- ¹⁸ Lalande, F., Lalande, Rogers, C. A., "Qualitative Nondestructive Evaluation research at CIMSS", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, *Proc. SPIE 2779*, 1996, p. 106-111.
- ¹⁹ Ceysson, O., Risson, T., Salvia, M., "Carbon fibres : Sensor components for smart materials", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, *Proc. SPIE 2779*, 1996, p. 136-141.
- ²⁰ Schulte, K., "Some aspects on health monitoring in composite materials", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, *Proc. SPIE 2779*, 1996, p. 90-99.
- ²¹ Reyne, M., "L'utilisation des matériaux de synthèse dans les moyens de transport", *Matériaux & Techniques*, No. 7-8, 1999, p. 3-8.
- ²² Berthelot, J. M., "Matériaux composites - Comportement mécanique et analyse des structures", seconde édition, Masson, 1996.
- ²³ Hong, C. S., Ryu, C., Y., and Kim, C., G., "Strain measurement of composite Laminates using fiber bragg grating sensor", in *Twelfth International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Europe, Paris, France, 5th-9th July 1999*, p. 780.
- ²⁴ Tatti, M., "Interferometric optical strain gauge: production, use and comparison to conventional techniques", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, *Proc. SPIE 2779*, 1996, p. 186-191.
- ²⁵ Philp, W., R., Pierce, S., G., Gachagan, A., McNab, A., Hayward, G., and Culshaw, B., "Ultrasonic condition monitoring of CFRP and GRP Plates using a surface mounted source and an embedded optical fibre sensor", in *Third International Conference on Intelligent*

Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 174-179.

²⁶ Michel, L., Labarrère, M., Gafsi, R., Malki, A., Lecoy, P., "Impact detection and vibration sensing for material composite structures by integrated optic fibre sensors", in Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 230-234.

²⁷ Read, I., Foote, P., "Verification of embedded optical vibration (impact) detection system", Monitor report No.: MON-BAL-WP4-112, Project No BE95-1524, September 1999.

²⁸ Read, I., Foote, P., "Report on damage detection using bragg gratings", Monitor report No.: MON-SRC-WP3-70, Project No BE95-1524, September 1999.

²⁹ Gachagan, A., Hayward, G., Senior Member, IEEE, Mc Nab, A., Reynolds, P., Pierce, S. G., Philp, W. R., and Culshaw, B., Member, IEEE, "Generation and Reception of Ultrasonic Guided Waves in Composite Plates Using Conformable Piezoelectric Transmitters and Optical-Fiber Detectors", IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, Vol. 46, No. 1, January 1999, p.72-80.

³⁰ Levin, K., Nilsson, S., "Examination of reliability of fibre optic sensors embedded in carbon/epoxy composites", in Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 222-229.

³¹ Güemes, A., and Menéndez, J. M., "Fatigue strength of glass reinforced polyester (GRP) laminates with embedded optical fibers", in Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 217-221.

³² Skontorp, A., "Effect of embedded optical fibers on the structural integrity of composites", in Twelfth International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Europe, Paris, France, 5th-9th July 1999, p. 761.

³³ Barton, E.,N. , Ogin, S.,L., Thorne, A.M., Reed, G.T. "On the minimisation of an optical fibre sensor obtrusivity with respect to matrix cracking", in Twelfth International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Europe, Paris, France, 5th-9th July 1999, p. 750.

³⁴ Giurgiutiu, V., "Electro-Mechanical Impedance Technique for Structural Health Monitoring and Non-Destructive Evaluation", Report # USC-ME-LAMSS-97-101, University of South Carolina, Columbia, SC 29208.

³⁵ Mall, S., and Hsu, T., L, "Electromechanical Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy Laminate Embedded with Piezoelectric Actuator", in Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 770-778.

-
- ³⁶ Moulin, E., Assaad, J. and Delebarre, C., "Piezoelectric transducer embedded in a composite plate: Application to Lamb wave generation", *J. Appl. Phys.*, Vol. 82, No. 5, September 1997, p. 2049-2055.
- ³⁷ Ray, L. R., Tian, L., "Damage Detection in Smart Structures through Sensitivity Enhancing Feedback control", in *Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems*, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 314-324.
- ³⁸ Adams, R.,D., Cawley, P., Pye, C., J., Stone, B., J., "A Vibration Technique for Non-Destructively Assessing the Integrity of Structures", *Journal Mechanical Engineering Science*, Vol. 21, No. 2, 1978, p.93-100.
- ³⁹ Banks, H.,T., Inman, D.,J., Leo, D.,J., and Wang, Y. , "An Experimentally Validated Damage Detection Theory in Smart structures", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 191, No. 5, 1996, p.859-880.
- ⁴⁰ Moini, H., Yoon, C., Shih, C., "Embedded Distributed Piezoelectric Actuators for Adaptive structures", in *Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems*, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 759-769.
- ⁴¹ Measures, R., M., Glossop, N., D., W., Lymer, J. , Leblanc, M., West, J., Dubois, S., Tsaw, W. et Tennyson, R. C., "Structural integrated fiber optic damage assesment system for composite materials", *App. Optics*, Vol. 28, 1989, p. 2626-2633.
- ⁴² Hong, C., S., Kwon I., B., and Kim, C., G., "Strain and Failure sensing by fiber optic Michelson sensor embedded in composite beam", in *Third International Conference on Intelligent Materials and Third European Conference on Smart Structures and Materials*, Pierre F. Gobin, Jacques Tatibouët, Editors, Proc. SPIE 2779, 1996, p. 213-216.
- ⁴³ Surgeon, M., Wevers, M., "Modal analysis of acoustic emission signals from CFRP laminates", *NDT&E International*, Vol. 32, 1999, p.311-322.
- ⁴⁴ Guo, N. and Cawley, P. " Lamb waves for the NDE of composites laminates", in review of progress in quantitative NDE edited by Thompson and Chimenti, Plenum Press, New York, 1992, p. 1443-1450.
- ⁴⁵ Alleyne, D.N., and Cawley, P., "Long Range Propagation of Lamb Waves in Chemical Plant Pipework", *Materials Evaluation*, April 1997, p. 504-508.
- ⁴⁶ Wilcox, P. D., "Lamb wave inspection of Large Structures using permanently attached transducer", PHD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Imperial College of Science, Technology and medicine, University of London, March 1998.
- ⁴⁷ Murthy, R., Bilgutay, N., M., Kagan Kaya, O., "Detection of Ultrasonic Anomaly Using Wavelet Decomposition", *Materials Evaluation*, November 1997, p. 1274-1279.
- ⁴⁸ Staszewski, W. J., "Structural and Mechanical Damage Detection Using Wavelets", *The Shock and Vibration Digest*, Vol. 30, No. 6, November 1998, p 457-472.

-
- ⁴⁹ Morabito, C., F., "Independent Component Analysis and Feature Extraction Techniques for NDT Data", *Materials Evaluation*, January 2000, p. 85-92.
- ⁵⁰ Philippidis, T., P., Nikolaidis, V., N., Anastassopoulos, A., A., "Damage characterization of carbon/carbon laminates using neural network techniques on AE signals", *NDT&E International*, Vol. 31, No. 5, 1998, p. 329-340.
- ⁵¹ Ramuhalli, P., Upda, L., and Upda, S., "An Automatic Signal Classification System for Ultrasonic Weld Inspection Signals", *Materials Evaluation*, January 2000, p. 65-69.
- ⁵² Choi, K., Keilers, C. H., Jr., and Chang, F. K., "Impact damage detection in composite structures using distributed piezoceramics", *Proceedings of the 35th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Part I*, 94-1322, Hilton Head, SC, April 18-20, 1994, p. 118-124.
- ⁵³ Chang, F. K., "Composites structures with built-in diagnostics", in *Twelfth International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Europe, Paris, France, 5th-9th July 1999*, p.769.
- ⁵⁴ Lamb, H., "Waves in elastic plates", *Proc. Roy. Soc., Ser. A, London*, Vol. 93, 1917, p. 114-128.
- ⁵⁵ Viktorov, I. A., "Rayleigh and Lamb waves", New York : Plenum, 1967.
- ⁵⁶ Solie, L. P. and Auld, B. A., "Elastic waves in free anisotropic plates", *The Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 54, No. 1, 1973, p. 50-65.
- ⁵⁷ Nayfeh, A. H. and Chimenti, D. E., "Free Wave Propagation in Plates of General Anisotropic Media", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 56, December 1989, p. 881-886.
- ⁵⁸ Brekhovskikh, L. M., "Waves in Layered Media", New York : Academic Press, 1980.
- ⁵⁹ Lowe, M., "Matrix techniques for modelling ultrasonic waves in multilayered media," *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency control*, Vol. 42, No. 4, 1995, p. 525-542.
- ⁶⁰ Thompson, W. T., "Transmission of elastic waves through a stratified solid medium", *Journal of Applied Physics*, Vol. 21, 1950, p.89-93.
- ⁶¹ Haskell, N. A., "The dispersion of surface waves on multilayered media", *Bulletin of the Seismological Society of America*, Vol. 43, 1953, pp. 17-34.
- ⁶² Knopoff, L., "A matrix method for elastic wave problems", *Bulletin of the Seismological Society of America*, Vol. 54, No. 1, 1964, p. 431-438.
- ⁶³ Randall M., "Fast programs for half space problems", *Bulletin of the Seismological Society of America*, Vol. 57, No. 6, 1967, p. 1299-1315.
- ⁶⁴ Dunkin, J. W., "Computation of modal solutions in layered elastic media at high frequencies", *Bulletin of the Seismological Society of America*, Vol. 55, 1965, p. 335-358.

-
- ⁶⁵ Lévesque, D., Piché, L., "A robust transfer matrix formulation for the ultrasonic response of multilayered absorbing media", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 92, 1992, p. 452-467.
- ⁶⁶ Castaings, M., Hosten, B., "Delta operator technique to improve the Thompson-Haskell method stability for propagation in multilayered anisotropic absorbing plates", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 95, 1994, p. 1931-1941.
- ⁶⁷ Nayfeh, A. H., "The general problem of elastic wave propagation in multilayered anisotropic media", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 89, 1991, p. 1521-1531.
- ⁶⁸ Worlton, D. C., "Ultrasonic Testing With Lamb waves", *Nondestructive Testing*, Vol. 15, July-August 1957, p. 218-222.
- ⁶⁹ Chimenti, D. E., Nayfeh, A. H., "Ultrasonic reflection and guided wave propagation in biaxially laminated composite plates", *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 84, No. 4, 1990, p. 1409-1415.
- ⁷⁰ Tan, K. S., Guo, N., B. S. Wong and Tui, C. G., "Comparison of Lamb waves and pulse echo in detection of near surface defects in laminate plates", *NDT&E International*, Vol. 28, No. 4, 1995, p. 215-223.
- ⁷¹ Mal, A. K., Xu, P. C. and Bar-Cohen, Y., "Leaky Lamb waves for the ultrasonic non-destructive evaluation of adhesive bonds", *Journal of engineering materials & technology*, Vol. 112, No. 3, 1990, p. 255-259.
- ⁷² Hayashi, Y., Ogawa, S., Cho, H., Takemoto M., "Non-contact estimation of thickness and elastic properties of metallic foils by the wavelet transform of laser-generated Lamb waves", *NDT & E International*, Vol. 32, 1999, p. 21-27.
- ⁷³ Lehfeld, E. and Höller, P., "Lamb waves and lamination detection", *Ultrasonics*, Vol. 5, 1967, p. 255-257.
- ⁷⁴ Ball, D. F. and Shewring, D., "Some problems in the use of Lamb waves for the inspection of cold-rolled steel sheet coil", *Nondestructive Testing*, Vol. 6, No. 3, 1973, p. 138-145.
- ⁷⁵ Grondel, S., Moulin, E., Delebarre C., "Lamb wave assessment of fatigue damage in aluminium plates", in *Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems*, Norman M. Wereley, Editor, *Proceedings of SPIE*, Vol. 3668, 1999, p. 371-381.
- ⁷⁶ Rokhlin, S. I., "Lamb wave interaction with lap-shear adhesive joints: Theory and Experiment", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 89, No. 6, June 1991, p. 2758-2765.
- ⁷⁷ Tang B. and Henneke E. G., "Lamb-Wave Monitoring of Axial Stiffness Reduction of Laminated Composites Plates", *Materials Evaluation*, Vol. 47, Août 1989, p. 928-934.

-
- ⁷⁸ Tan, K. S., Guo, N., Wong, B. S., "Experimental evaluation of delaminations in composite plates by the use of Lamb waves", *Composites Science and Technology*, Vol. 53, 1995, p. 77-84.
- ⁷⁹ Guo, N., Cawley, P., "Lamb wave propagation in composite laminates and its relationship with acousto-ultrasonics", *NDT&E International*, Vol. 26, No. 2, 1993, p. 75-84.
- ⁸⁰ Guo, N., Cawley, P., "Lamb Wave Reflection for the Quick Nondestructive Evaluation of Large Composite Laminates ", *Material Evaluation*, March 1994, p. 404-411.
- ⁸¹ El-Azab, A. and Mal, A. K., "A perturbation solution of Lamb waves with localized surface defects", in *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports, and Aerospace Hardware II*, Glenn A. Geithmann, Gary E. Georgeson, Editors, *Proceedings of SPIE*, Vol. 3397, 1998, p. 76-86.
- ⁸² Rokhlin, S., "Interaction of Lamb waves with elongated delaminations in thin sheets", *International Advances in Nondestructive Testing*, 1979, Vol. 6, p. 263-285.
- ⁸³ Alleyne D. N. and Cawley, P., "The interaction of Lamb waves with Defects", *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control*, Vol. 39, No. 3, May 1992, p. 381-397.
- ⁸⁴ Guo, N. and Cawley, P., "The interaction of Lamb waves with delaminations in composite laminates", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 94, No. 4, October 1993, p. 2240-2246.
- ⁸⁵ Lowe, M. J. S., Challis R. E., Chan, C. W., "The transmission of Lamb waves across adhesively bonded lap joints", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 107, No. 3, March 2000, p. 1333-1345.
- ⁸⁶ Alleyne D. N. and Cawley, P., "Optimization of Lamb wave inspection techniques", *NDT&E International*, Vol. 25, No. 1, 1992, p. 11-22.
- ⁸⁷ Wilcox, P., Lowe, M., and Cawley, P., "Long range Lamb wave inspection : The effect of dispersion and modal selectivity", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 18, 1999, p. 151-158.
- ⁸⁸ Zhu, W., Rose J. L., "Lamb Wave Generation and Reception with Time-Delay Periodic Linear Arrays : A BEM Simulation and Experimental Study", *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control*, Vol. 46, No. 3, May 1999, p. 654-664.
- ⁸⁹ Rose, J. L., Pelts, S. P., Quarry, M. J., "A comb transducer model for guided wave NDE", *Ultrasonics*, Vol. 36, 1998, p.163-169.
- ⁹⁰ Moulin, E., Assaad, J., Delebarre, C., Osmont, D., "Modeling of Lamb waves generated by integrated transducers in composite plates using a coupled finite element-normal modes expansion method", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 107, No. 1, January 2000, p. 87-94.

-
- ⁹¹ Lemistre, M., Gouyon, R., Kaczmarek, H., Balageas, D., "Damage localization in composites plates using wavelet transform processing on Lamb wave signals", Second International Workshop on Structural Health Monitoring Stanford (USA), September, 1999.
- ⁹² Gorman, M. R., "Plate wave acoustic emission", Journal of Acoustical Society of America, Vol. 90, No. 1, July 1991, p. 358-364.
- ⁹³ Ziola, S. M. and Gorman, M. R., "Source location in thin plates using cross-correlation", Journal of Acoustic Emission, Vol. 9, No. 5, 1991, p. 2551-2556.
- ⁹⁴ Gorman, M. R., Ziola, S. M., "Plates waves produced by transverse matrix cracking", Ultrasonics 1991, Vol. 29, p. 245-251.
- ⁹⁵ Prosser, W. H., Jackson, K. E., Kellas, S., Smith, B. T., McKeon, J. and Friedman, A., "Advanced Waveform-Based Acoustic Emission Detection of Matrix Cracking in Composites", Materials evaluation, September 1995, p. 1052-1058.
- ⁹⁶ Staszewski, W. J., Biemans, C., Boller, C., Tomlinson, G. R., "Impact Damage detection in Composites Structures -Recent Advances", Second International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford, CA, September 1999, p. 754-763.
- ⁹⁷ Dupont, M., Osmont, D., Gouyon, R., Balageas, D., "Permanent monitoring of damaging impacts by a piezoelectric sensor based integrated system", Structural Health Monitoring 2000", ed. Fu-Kuo Chang, Technomic Publ. Co., 1999, p. 561-570.
- ⁹⁸ Okafor, A. C., Chandrashekhara, K., "Location of impact in composites plates using waveform-based acoustic emission and Gaussian cross-correlation techniques", SPIE Proceedings, Vol. 2718, 1996, p. 291-302.
- ⁹⁹ Seydel, R. E., Chang, F.-K., "Real-Time Impact Identification of Stiffened Composite Panels", in Smart Structures and Materials 1999: Smart Structures and Integrated Systems, Norman M. Wereley, Editor, Proceedings of SPIE, Vol. 3668, 1999, p. 295-305.
- ¹⁰⁰ Joshi, S. P., "Impact Location, Energy and Damage Detection in a Smart Structure", SPIE Proceedings, Vol. 2718, 1996, p. 185-302.
- ¹⁰¹ Sachse, W. and Pao, Y. H., "On determination of phase and group velocities of dispersive waves in solids", J. Appl. Phys., Vol. 49, No. 8, 1978, p. 4320-4327.
- ¹⁰² Pialucha, T., Guyott, C. C. H. and Cawley, P., "Amplitude spectrum method for the measurement of phase velocity", Ultrasonics, Vol. 27, 1989, p. 270-279.
- ¹⁰³ Alleyne, D. and Cawley, P., "A two-dimensional Fourier transform method for the measurement of propagating multimode signals", J. Acoust. Soc. Am., Vol. 89, No. 3, 1991, p. 1159-1168.
- ¹⁰⁴ Harris, F. J., "On the use of windows for harmonic analysis with the discrete Fourier transform", Proceeding IEEE, Vol. 66, 1978, p 51-83.
- ¹⁰⁵ Kunt, M., "Traitement Numérique des signaux", 3^{ème} édition, Lausanne: Dunod, 1981.

-
- ¹⁰⁶ Prosser, W. H., Seale, M. D., Smith, B. T. "Time-frequency analysis of the dispersion of Lamb modes", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 105, No. 5, 1999, p. 2669-2676.
- ¹⁰⁷ Niethammer, M., Jacobs, L. J., "Time-frequency of Lamb waves using the reassigned spectrogram", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 107, No. 5, 1999, p. L19-L24.
- ¹⁰⁸ Han, J.-B., Cheng, J.-C., Wang, T.-H. and Berthelot, Y. "Mode Analyses of Laser-Generated Transient Ultrasonic Lamb Waveforms in a Composite Plate by Wavelet Transform", *Materials Evaluation*, August 1999, p. 837-840.
- ¹⁰⁹ Flandrin, P., "Temps-Fréquence", Edition Hermès, *Traité des Nouvelles Technologies*, 1993.
- ¹¹⁰ Cohen, L., "Time-frequency distributions - A review", *Proc. IEEE*, Vol. 77, 1989, p. 941-981.
- ¹¹¹ Ball, A., "Structural health monitoring : current European project on operational reliability", WEAG/NATO Joint Workshop on Structural Health Monitoring, La Hague, 7-8 Octobre, 1997.
- ¹¹² Daniel, I. M., Sifniotopoulos, C.G., and Luo, J.-J., "Analysis of acoustic emission output from propagating fatigue crack", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, edited by Thompson and Chimenti, Vol. 17A, 1998, p. 579-586.
- ¹¹³ Shi, Z., Jarzynski, J., Bair, S., "Study of acoustic emission from incipient fatigue failure", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, edited by Thompson and Chimenti, Vol. 18A, 1999, p. 395-401.
- ¹¹⁴ Hamonic, B. F., Debus, J. C., and Decarpigny, J. N., "The finite Element Code ATILA", *Proceedings of the workshop*, Toulon, 1990.
- ¹¹⁵ Assaad, J., Bruneel, C., Decarpigny, J. N., Nongaillard, B. "Electromechanical coupling coefficients and far-field radiation patterns of lithium niobate bars (Y-cut) used in high-frequency acoustical imaging and nondestructive testing", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 94, No. 5, 1993, p. 2969-2978.
- ¹¹⁶ "IRE Standards on piezoelectric crystals, The piezoelectric vibrator: definitions and methods of measurement, 1961", *Proc. IRE*, Vol. 49, 1961, p. 353-358.
- ¹¹⁷ Rokhlin, S. I., "Diffraction of Lamb waves by a finite crack in an elastic layer", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 67, No. 4, 1980, p. 1157-1165.
- ¹¹⁸ Chang, Z., Mal, A., "Scattering of Lamb waves from a rivet hole with edge cracks", *Mechanics of Material*, Vol. 31, 1999, p. 197-204.
- ¹¹⁹ Miklowitz, J., "The Theory of Elastic Waves and Waveguides", North Holland, Amsterdam, 1978.

-
- ¹²⁰ Pelts, S. P., Rose, J. L., "Source influence parameters on elastic guided waves in an orthotropic plate", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 99, No. 4, 1996, p. 2124-2129.
- ¹²¹ Castaings, M., et Cawley, P., "The generation, propagation, and detection of Lamb waves in plates using air-coupled ultrasonics transducers", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 100, 1996, p. 3070-3077.
- ¹²² Auld, B. A., "Acoustic Fields and Waves in Solids", 2nde édition, Krieger Fl., Vol. 2, 1990.
- ¹²³ Ditri, J. J., Rose, J. L., "Excitation of Guided Waves in Generally Anisotropic Layers using Finite Sources", *Transactions of the ASME*, Vol. 61, 1994, p. 330-338.
- ¹²⁴ Degertekin, F. L., et Khuri-Yakub, B. T., "Lamb wave excitation by Hertzian contacts with applications in NDE", *IEEE Trans. Ultrason. Ferroelec. Freq. Cont.*, Vol. 44, 1997, p. 769-778.
- ¹²⁵ Jia, X., "Modal analysis of Lamb wave generation in elastic plates by liquid wedge transducers", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 101, No. 2, 1997, p. 834-842.
- ¹²⁶ Cheng, J. C., et Zhang, S. Y., "Quantitative theory for laser-generated Lamb waves in orthotropic thin plates", *Applied Physics Letters*, Vol. 74, No. 14, 1999, p. 2087-2089.
- ¹²⁷ Cho, Y., Rose, J. L., "A boundary element solution for a mode conversion study on the edge reflection of Lamb waves", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 99, No. 4, 1996, p. 2097-2109.
- ¹²⁸ Cho, Y., "Estimation of Ultrasonic Guided Wave Mode Conversion in a Plate with Thickness Variation", *IEEE Trans. Ultrason. Ferroelec. Freq. Cont.*, Vol. 47, No. 3, 2000, p. 591-603.
- ¹²⁹ Moulin, E., Assaad, J., Delebarre, C., Grondel, S., Balageas, D., "Modeling of integrated Lamb waves generation systems using a coupled element-normal modes expansion method", *Ultrasonics*, Vol. 38, 2000, p. 522-536.

Annexe A :

Expression des termes K_{ij} intervenant dans le calcul des courbes de dispersion des ondes de Lamb :

La relation (I - 3) présentée dans le chapitre I donne le système matriciel suivant :

$$K_{ij}(\alpha) U_i = 0$$

dans laquelle K est une matrice symétrique d'ordre 3. Ses éléments s'expriment en fonction, d'une part, des constantes de rigidité et de la densité du matériau étudié, d'autre part, du coefficient α (coefficient reliant les composantes du nombre d'onde relatives aux axes x_1 et x_3):

$$K_{11} = C_{11} - \rho c^2 + 2C_{15}\alpha + C_{55}\alpha^2$$

$$K_{12} = C_{16} + (C_{14} + C_{56})\alpha + C_{45}\alpha^2$$

$$K_{13} = C_{15} + (C_{13} + C_{55})\alpha + C_{35}\alpha^2$$

$$K_{22} = C_{66} - \rho c^2 + 2C_{46}\alpha + C_{44}\alpha^2$$

$$K_{23} = C_{56} + (C_{36} + C_{45})\alpha + C_{34}\alpha^2$$

$$K_{33} = C_{55} - \rho c^2 + 2C_{35}\alpha + C_{33}\alpha^2$$

Annexe B :

Expression des termes D_{1q} , D_{2q} , et D_{3q} intervenant dans le calcul du champ acoustique de la plaque :

La relation (I - 6) présentée dans le chapitre I permet d'exprimer le champ acoustique de la plaque en un point donné. Pour rappel, il s'obtient à partir du système matriciel suivant :

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} & D_{15} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} & D_{25} & D_{26} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} & D_{35} & D_{36} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ V_1 & V_2 & V_3 & V_4 & V_5 & V_6 \\ W_1 & W_2 & W_3 & W_4 & W_5 & W_6 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_{11} \exp(-j\xi \alpha_1 x_3) \\ U_{12} \exp(-j\xi \alpha_2 x_3) \\ U_{13} \exp(-j\xi \alpha_3 x_3) \\ U_{14} \exp(-j\xi \alpha_4 x_3) \\ U_{15} \exp(-j\xi \alpha_5 x_3) \\ U_{16} \exp(-j\xi \alpha_6 x_3) \end{pmatrix}$$

où $V_q = (U_{2,q} / U_{1,q})$ et $W_q = (U_{3,q} / U_{1,q})$.

Les termes D_{1q} , D_{2q} , D_{3q} , ($q = 1$ à 6) s'écrivent alors:

$$D_{1q} = i\xi [C_{13} + \alpha_q C_{35} + (C_{36} + \alpha_q C_{34})V_q + (C_{35} + \alpha_q C_{33})W_q]$$

$$D_{2q} = i\xi [C_{15} + \alpha_q C_{55} + (C_{56} + \alpha_q C_{45})V_q + (C_{55} + \alpha_q C_{35})W_q]$$

$$D_{3q} = i\xi [C_{14} + \alpha_q C_{45} + (C_{46} + \alpha_q C_{44})V_q + (C_{45} + \alpha_q C_{34})W_q]$$

Annexe C :

Expression du terme $A(\xi, \xi_i, F, t_0)$ défini dans le calcul de la densité spectrale d'énergie :

Dans le chapitre II, l'équation (II - 2) définit l'expression de la densité spectrale d'énergie pour le cas d'un signal monomode sous la forme suivante:

$$P_i(\xi) = \frac{S_i^2}{4} \{ |W|^2(\xi - \xi_i) + |W|^2(\xi + \xi_i) + A(\xi, \xi_i, F, t_0) \}$$

avec

$$A(\xi, \xi_i, F, t_0) = W^*(\xi - \xi_i)W(\xi + \xi_i)e^{j4\pi Ft_0} + W(\xi - \xi_i)W^*(\xi + \xi_i)e^{-j4\pi Ft_0}$$

Le terme $A(\xi, \xi_i, F, t_0)$ correspond au terme de recouvrement spectral. Il est considéré comme négligeable par rapport aux autres termes de la densité spectrale d'énergie lorsque ξ est proche de ξ_i ou $-\xi_i$ et loin de l'origine.

Annexe D :

Caractéristiques des matériaux composites :

Les plis définis ci-dessous sont constitués de matériaux à fibres unidirectionnelles en carbone/époxy. Le repère considéré est orienté de la façon suivante : l'axe x_1 coïncide avec la direction des fibres, et l'axe x_3 est normal au plan du pli.

a) pli élémentaire du type T300/914 :

épaisseur de pli : 0,125 mm

masse volumique : 1600 kg/m³

$$\text{Tenseur élastique : } C = \begin{pmatrix} 14,3 \cdot 10^{10} & 6,1 \cdot 10^9 & 6,1 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 6,1 \cdot 10^9 & 1,3 \cdot 10^{10} & 6,5 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 6,1 \cdot 10^9 & 6,5 \cdot 10^9 & 1,3 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3,6 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5,7 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 5,7 \cdot 10^9 \end{pmatrix}$$

b) pli élémentaire du type T800/924 :

épaisseur de pli : 0,125 mm

masse volumique : 1630 kg/m³

$$\text{Tenseur élastique : } C = \begin{pmatrix} 15,8 \cdot 10^{10} & 4,3 \cdot 10^9 & 4,3 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 4,3 \cdot 10^9 & 9,7 \cdot 10^9 & 3,3 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 4,3 \cdot 10^9 & 3,3 \cdot 10^9 & 9,7 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3,6 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 7,4 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 7,4 \cdot 10^9 \end{pmatrix}$$

c) pli élémentaire du type HTA/6376 :

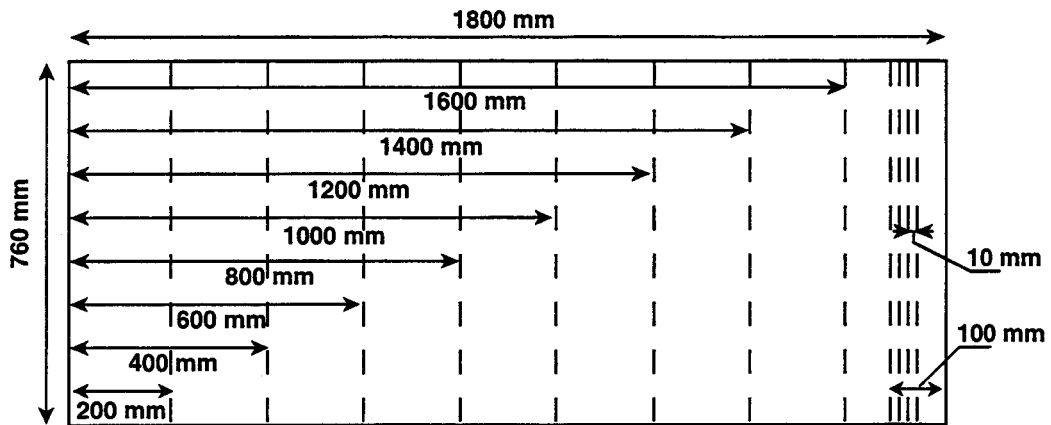
épaisseur de pli : 0,133 mm

masse volumique : 1610 kg/m³

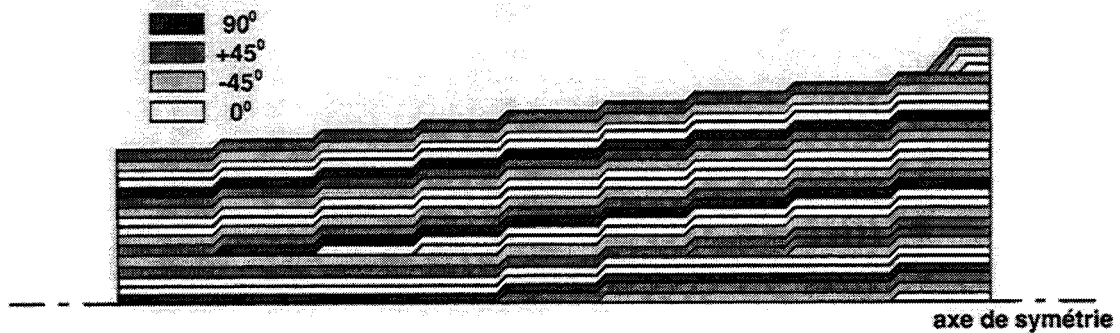
$$\text{Tenseur élastique : } C = \begin{pmatrix} 14,9 \cdot 10^{10} & 8,1 \cdot 10^9 & 8,1 \cdot 10^9 & 0 & 0 & 0 \\ 8,1 \cdot 10^9 & 1,7 \cdot 10^{10} & 1 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 8,1 \cdot 10^9 & 1 \cdot 10^{10} & 1,7 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3,3 \cdot 10^9 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5,25 \cdot 10^9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 5,25 \cdot 10^9 \end{pmatrix}$$

Annexe E :

Détail de l'empilement des couches de la structure d'avion :



(a) vue de dessus



(b) vue de profil

Figure de l'Annexe E : présentation de la peau en composite de l'aile d'avion

(a) vue de dessus - (b) empilement des couches.

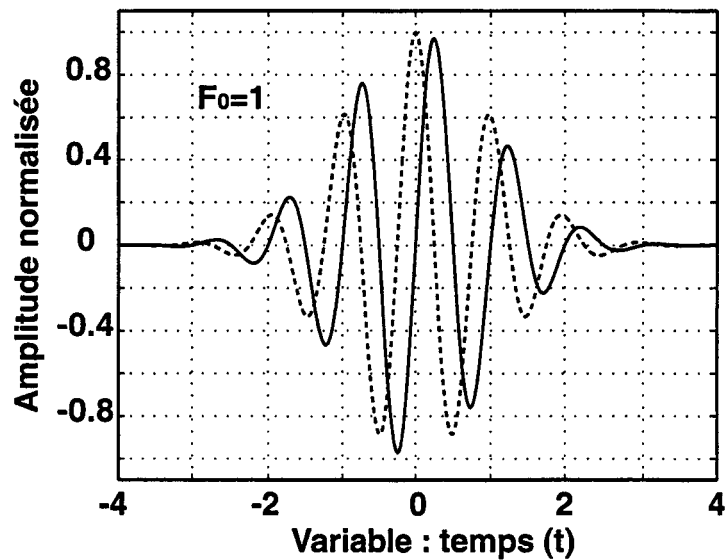
Annexe F :

Présentation de l'ondelette de Morlet :

L'ondelette de Morlet s'écrit comme le produit d'une fonction gaussienne par une exponentielle complexe :

$$h(t) = e^{-i2\pi F_0 t} e^{-(t^2/2)}$$

$h(t)$ est appelée l'ondelette mère. L'obtention des "ondelettes filles" s'effectue ensuite à l'aide la relation (II - 19) du chapitre II.



*Figure de l'Annexe F : l'ondelette de Morlet
(trait continu : partie imaginaire, trait pointillé : partie réelle).*

Annexe G :

Caractéristiques de la céramique piézoélectrique P1-60:

Le repère considéré est orienté de la façon suivante : l'axe x_3 est colinéaire à la direction de polarisation. Les propriétés de ce matériau sont alors :

Masse volumique : 7300 kg/m^3

Tenseur élastique :

$$C^E = \begin{pmatrix} 11,9 \cdot 10^{10} & 7,5 \cdot 10^{10} & 6,5 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 7,5 \cdot 10^{10} & 11,9 \cdot 10^{10} & 6,5 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 6,5 \cdot 10^{10} & 6,5 \cdot 10^{10} & 8,6 \cdot 10^{10} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2,9 \cdot 10^{10} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2,9 \cdot 10^{10} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2,2 \cdot 10^{10} \end{pmatrix}$$

Tenseur piézoélectrique :

$$d = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 3,6 \cdot 10^{-10} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3,6 \cdot 10^{-10} & 0 & 0 \\ -1,45 \cdot 10^{-10} & -1,45 \cdot 10^{-10} & 4,0 \cdot 10^{-10} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

Tenseur de permittivité diélectrique :

$$\varepsilon^s = \begin{pmatrix} 11,4 \cdot 10^{-9} & 0 & 0 \\ 0 & 11,4 \cdot 10^{-9} & 0 \\ 0 & 0 & 6,7 \cdot 10^{-9} \end{pmatrix}$$

Annexe H :

Relation de réciprocité complexe :

Pour tout guide d'onde, non piézoélectrique et sans pertes, soumis à des configurations d'excitation harmonique distinctes, il existe des relations dites de réciprocité ¹²², entre les champs acoustiques générés. Dans le cas étudié au chapitre IV, on désigne par (u, T) le champ acoustique résultant de l'excitation surfacique du transducteur et par (u_m, T_m) le champ associé à un mode propre du guide d'onde.

La relation de réciprocité complexe qui relie ces deux champs acoustiques s'exprime alors sous la forme différentielle suivante :

$$\operatorname{div} \left(\frac{\partial u^*}{\partial t} \cdot T_m + \frac{\partial u_m}{\partial t} \cdot T^* \right) = 0$$

dans laquelle l'étoile désigne le complexe conjugué et le point correspond au produit scalaire de deux vecteurs.

Rappelons ici que cette équation n'est valable que dans le cas d'une excitation de type surfacique.

Condition d'orthogonalité des modes propres :

Pour tout guide d'onde d'épaisseur $2d$, Auld ¹²² démontre qu'il existe une relation d'orthogonalité entre les modes propres associés à ce guide d'onde. Celle-ci s'exprime de la manière suivante :

$$\operatorname{Orth}_{mn} = \int_{-d}^d \left(\frac{\partial u_m^*}{\partial t} \cdot T_n + \frac{\partial u_n}{\partial t} \cdot T_m^* \right) \mathbf{x}_1 dx_3 = 0 \text{ pour } m \neq n.$$

(u) représente le champ de déplacement acoustique, (T) est le tenseur du champ de contraintes et n et m sont les indices des $n^{\text{ième}}$ et $m^{\text{ième}}$ modes propres du guide d'onde. Enfin, \mathbf{x}_1 est le vecteur unitaire de l'axe de propagation des ondes.

Notons que la condition ci-dessus ne s'applique que pour des modes se propageant suivant la même direction.

Résumé

Ce travail est consacré à l'étude et à la mise au point d'un système de surveillance embarqué destiné au contrôle santé de structures aéronautiques. Le système choisi pour réaliser ce "contrôle santé intégré" repose, d'une part, sur l'excitation et la réception d'ondes de Lamb le long de la structure, par l'intermédiaire de transducteurs piézoélectriques fonctionnant en émetteur-récepteur et d'autre part, sur la veille permanente de la structure par ces mêmes transducteurs.

L'utilisation d'un tel système s'avère cependant complexe et un certain nombre de points techniques doivent être résolus afin d'optimiser ce type de surveillance. En premier lieu, une parfaite connaissance des caractéristiques des ondes de Lamb générées est nécessaire. Dans ce but, différentes techniques de mesures de vitesse sont utilisées et appliquées avec succès sur des exemples variés comme celui d'une aile d'avion.

D'autre part, une série d'essais préliminaires est réalisée sur des plaques métalliques rivetées ainsi que sur des parties d'aile d'avion en composite, afin de s'assurer du bon fonctionnement de ce système sur des structures réelles. Ainsi, des défauts de nature différente (fissures de fatigue, endommagements liés à des impacts basses vitesses) sont initiés dans ces structures puis détectés.

Enfin, une technique de modélisation hybride (éléments finis - modes normaux) est utilisée dans le but de concevoir des transducteurs mieux adaptés à la génération des modes de Lamb. Les résultats sont ensuite concrétisés sur une plaque composite de symétrie orthotrope.

Mots-clefs : Ondes de Lamb, Emission acoustique, Transducteur piézoélectrique, Matériaux composites, Plaques métalliques rivetées, Impact basse vitesse, Eléments finis, Développement en modes normaux.

Summary

This work is devoted to the study and the development of an health monitoring system assigned to aircraft applications. The chosen health monitoring system is based first on the excitation and reception of Lamb waves along the structure and secondly on a continuous monitoring with the same transducers.

However, the use of such a system is complex and some technical points must be solved to allow its optimisation. Firstly, the characteristics knowledge of Lamb waves generated is crucial. In this way, a variety of velocity measurement techniques is used and applied with success on different structures like wingbox.

On other hand, preliminary tests are performed on metallic riveted plates and on wingbox composite structures in order to verify the system potentialities on real and complex structures. Thus different types of defects (fatigue crack, damage due to low velocity impacts) are introduced in these structures and detected.

Finally a hybrid modelling technique (Finite elements - normal modes) is used to conceive transducers better adapted to Lamb waves generation. Theoretical results are then put in a concrete application which consists in the study of a composite plate with orthotropic symmetry.

Key-words: Lamb waves, Acoustic emission, Piezoelectric transducer, Composite materials, Riveted metallic plates, Low velocity impact, Finite elements, Normal modes expansion.

Bibliothèque Universitaire de Valenciennes



55 471