

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département de mécanique

MEMOIRE DE MAGISTER

Spécialité : Science des matériaux

EVALUATION DES MATERIAUX COMPOSITES PAR ULTRASONS

Par

Rafik HALIMI

Devant le jury composé de :

M. HADJI	Professeur, U. Blida	Président
A. BRAHIMI	Chargé de cours, U. Blida	Examineur
M. SI-CHAIB	Maître de conférences, U. Boumerdès	Examineur
A. BADIDI-BOUDA	Maître de recherche C.S.C	Directeur de thèse
Y. BENKEDDA	Professeur, U. Blida	Co-Directeur de thèse

Blida, Juillet 2010

ملخـص

مثل جميع المواد المستخدمة في الصناعة، يجب مراقبة وتشخيص المواد المركبة لكي تلبى قواعد السلامة والجودة المطلوبة. لكن مكوناتها المختلفة و خواصها المتباينة تعطيها طابع خاص و معقد .معظم المكونات المستخدمة في صناعة الطيران على سبيل المثال، هي هياكل رقيقة ذات مساحة واسعة نسعى إلى مراقبتها. في الواقع التقنيات التقليدية للمراقبة الغير مدمرة بالموجات فوق الصوتية لا تزال طويلة ومكلفة، لذلك موجات لامب هي الأكثر فعالية من أجل مراقبة هذه الهياكل. هذه الموجات لديها ميزة الاهتزاز في كامل سمك لوحة العرض وبالتالي إمكانية للكشف عن العيوب السطحية أو الداخلية بصرف النظر عن عمقها.

العمل المقدم في هذه المذكرة يدرس كيفية تفاعل موجات لامب الأساسية المتناضرة مع أنواع مختلفة من العيوب بسيطة الهندسة. المواد المركبة المدروسة هي لوحات بترافيقية.نسباً، الام.....ر بنوع.....ان من البوليمر المركب :مصفوفة الكربون الايبوكسي وشطيرة الألومنيوم صفح العسل. وقد تم وضع جهاز تجريبي لتوليد واكتشاف موجات لامب على اتصال باستخدام محولات الطاقة الكهربائية الإجهادية. المقارنة بين إشارة مرجعية ، عندما تمر الموجة عبر منطقة سليمة، والاشارة التي شهدت تغيرات بسبب التفاعل مع عيب ، يدلنا على وجود ضرر في البنية وبالتالي يمكننا تحديد وتقدير حجمه .للعثور على مكان وحجم العيوب قمنا باستعمال صور الموجات فوق الصوتية التقليدية. وأخيراً، لدراسة المشاكل الناتجة عن عدد كبير من الظواهر المعقدة مثل التشتت متباين الخواص التي تواجهها في حالة المواد المركبة، قد اجريت قياسات السرعة وانخفاض الطاقة لترددات مختلفة .

RESUME

Comme tous les matériaux utilisés dans l'industrie, les matériaux composites doivent être caractérisés et contrôlés afin de répondre à des règles de qualité et de sécurité souhaitées. Quoiqu'ils aient des propriétés anisotropes et viscoélastiques, leurs caractéristiques leur confèrent un caractère particulier et complexe. La plupart des éléments utilisés dans l'industrie aéronautique par exemple, sont des structures minces de grande surface que l'on cherche à contrôler. En effet, les techniques classiques de contrôle non destructif par ultrasons telles que l'échographie, demeurent longues. C'est pourquoi, les ondes de Lamb sont les plus performantes pour le contrôle de ces structures. Ces ondes ont l'avantage de mettre en vibration la totalité de l'épaisseur de la plaque et offrent ainsi, la possibilité de détecter des défauts en surface ou internes quelle que soit leur profondeur.

Le travail présenté dans ce mémoire étudie l'interaction du mode de Lamb fondamental (S_0) avec différents types de défauts de géométrie simple. Les matériaux étudiés sont des plaques relativement minces, il s'agit de deux types de structures composites aéronautiques à matrice polymère: sandwich à nid d'abeilles d'aluminium et stratifié carbone époxy. Un dispositif expérimental a été mis au point afin de générer et de détecter des ondes de Lamb par contact à l'aide de transducteurs piézo-électriques. La comparaison d'un signal de référence, c'est-à-dire d'un signal enregistré lorsque l'onde traverse une zone saine, et d'un signal ayant subi des modifications liées à l'interaction avec un défaut, doit rendre compte de la présence d'un endommagement dans la structure, de le localiser et d'en estimer l'ampleur. Pour connaître l'emplacement et la taille réelle de défauts, des images échographiques conventionnelles C-scan et B-scan ont été réalisées.

Finalement, afin de tenir compte de l'atténuation résultant de nombreux phénomènes plus ou moins complexes tels que la viscoélasticité anisotrope et la dispersion auxquels nous serons confrontés dans le cas d'un composite, des mesures de la vitesse d'énergie et l'atténuation pour différentes fréquences sont effectuées.

ABSTRACT

As all materials used in industries, composite materials must be characterized and controlled to satisfy required quality and safety conditions. Although their anisotropic and viscoelastic properties they give a particular and complex character. As an example, the most of the elements used in the aircraft industry are thin structures of large surface that need to be controlled. The traditional non destructive testing techniques by ultrasounds such as echography take time. This is why Lamb waves are most powerful for the control of these structures. These waves have the advantage of exploring all the thickness of plate and propagate at long distances.

The work presented in this thesis studies the interaction of fundamental Lamb mode (S_0) with various types of simple defects geometry. The studied materials are relatively thin plates; it concern two types of aeronautical composite structures with polymeric matrix: sandwiches with aluminium honeycomb and epoxy carbon laminate.

An experimental device was developed in order to generate and to detect Lamb waves with contact using piezoelectric transducers. The comparison of a reference signal, that means a registered signal when the wave crosses a healthy zone, and a signal having undergone the modifications bound to the interaction with a defect, must show the presence in the structure, localization and the dimension estimation of the damage. Conventional echographic images C-scan and B-scan were carried out to know the position and size of defects.

Finally, in order to take into account the attenuation resulting from many complex phenomena such as anisotropic viscoelasticity and the dispersion we will face in a composite material, energy velocity measurements and the attenuation for various frequencies are carried out.

TABLE DES MATIERES

RESUME.....	
REMERCIEMENTS.....	
TABLE DES MATIERES.....	
LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX.....	
INTRODUCTION.....	10
1. ÉTAT DE L'ART : CONTRÔLE NON DESTRUCTIF DES MATERIAUX COMPOSITES	14
Introduction	14
1.1. Enjeux de la recherche actuelle dans les matériaux composites.....	15
1.2. Le Contrôle Non Destructif	17
1.2.1. Intérêt du Contrôle Non-Destructif (CND).....	17
1.2.2. CND des matériaux composites	18
1.2.3. Les techniques de CND	19
1.2.4. Évaluation non destructive des structures composites.....	25
1.3. Structures et technologies intelligentes	26
1.4. Application des ondes de Lamb au contrôle de santé des composites.....	27
1.5. Le contrôle de santé par capteurs intégrés	29
1.6. Modélisation de la propagation ultrasonore dans les composites	30
Conclusion.....	31
2. GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES	32
Introduction	32
2.1. Définition.....	33
2.2. Classification des matériaux composites.....	34
2.2.1. Classification suivant la forme des constituants	34
2.2.2. Classification suivant la nature des constituants.....	34
2.3. Les constituants élémentaires	35
2.3.1. Renforts	35
2.3.2. Matrice	38
2.3.3. Charges et additifs	39
2.3.4. L'interface renfort matrice.....	39
2.4. Architecture des matériaux composites	39
2.4.1. Les monocouches.....	39
2.4.2. Les stratifiés	39
2.4.3. Les sandwichs	40

2.5. Mise en œuvre des composites.....	41
2.6. Applications des composites.....	43
2.7. Comportement des matériaux composites.....	44
2.7.1. Anisotropie du comportement élastique	45
2.7.2. Endommagement des composites.....	49
Conclusion	52
3. ETUDE DE LA PROPAGATION DES ONDES DE LAMB	53
Introduction.....	53
3.1. Rappels d'élasticité	54
3.1.1. Les vecteurs déplacements et vitesse.....	54
3.2.2. Le tenseur des déformations.....	55
3.1.3. Le tenseur des contraintes	55
3.1.4. Relations entre contraintes et déformations : la loi de Hooke.....	56
3.1.5. Elasticité dynamique : équation de propagation	57
3.2. Ondes de Lamb dans les matériaux homogènes isotropes	58
3.2.1. Ondes guidées : courbes de dispersion.....	58
3.2.2. Équations de Rayleigh-Lamb	59
3.2.3. Modes propagatifs	52
3.3. Ondes de Lamb dans les matériaux anisotropes	66
3.3.1. Changement de repère	66
3.3.2. Calcul des courbes de dispersion	67
3.3.3. Cas particulier d'un milieu stratifié.....	70
3.4. Champs de déplacements.....	71
3.5. Génération et détection d'une onde de Lamb	71
3.5.1. Palpeurs piézoélectriques	72
3.5.2. Génération d'onde de Lamb par la méthode du coin.....	73
3.5.3. Méthode utilisant un transducteur à électrodes interdigitées	74
3.5.4. Génération par Laser	74
3.6. Atténuation des ondes dans les matériaux anisotropes.....	75
Conclusion.....	76
4. ETUDE EXPERIMENTALE	77
Introduction.....	77
4.1. Les matériaux étudiés	78
4.1.1. Composite carbone/époxy (CFRP) stratifié (plis tissés)	78
4.1.1.1.Processus de fabrication	79
4.1.1.2. Démarches expérimentales du procédé d'élaboration.....	80

4.1.1.3. Propriété de résine Epocast 50-A1/durcisseur 9816	81
4.1.1.4. Observations micrographiques.....	81
4.1.1.5. Courbes de dispersion	82
4.1.2. Composite sandwich à nid-d'abeilles d'aluminium	83
4.1.2.1 : Introduction de défauts	83
4.1.2.2. Démarches expérimentales du procédé d'élaboration.....	84
4.1.2.3. Courbes de dispersion	84
4.2. Transducteurs et instrumentation.....	85
4.2.1. Transducteurs	85
4.2.1.1. Transducteurs utilisés	85
4.2.1.2. Transducteurs à sabot	86
4.2.2. Instrumentation	87
4.2.2.1. Acquisition des signaux	87
4.2.2.2. Type d'excitation utilisée.....	87
4.3. Images C-scan, B-scan	88
4.4. Détection de défauts à l'aide d'onde de Lamb.....	92
4.4.1. Détection de défauts dans la plaque sandwich	92
4.4.1.1. Configuration expérimentale	92
4.4.1.2. L'interaction du mode S_0 avec un décollement	93
4.4.1.3. Discussion	95
4.4.1.4. Rapports d'amplitude des signaux transmis	96
4.4.2. Détection de défauts dans la plaque stratifiée.....	98
4.4.2.1. Interaction du mode S_0 avec un délaminage	98
4.4.2.2. Interaction du mode S_0 avec un défaut calibré	99
4.4.2.3. Discussion	102
4.5. Vitesse et atténuation du mode de Lamb S_0	103
4.5.1. Mesure de la vitesse de groupe	103
4.5.2. Atténuation du mode S_0	104
4.6. Conclusion	106
CONCLUSION GENERALE	107
APPENDICE A.....	109
APPENDICE B.....	111
REFERENCES.....	114

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Figure 1:	Exemple d'applications composites	15
Figure 2:	Les ultrasons sans contact	23
Figure 3:	Combinaison de l'information et du contrôle avec les matériaux	26
Figure 4:	Répartition des composites stratifiés dans l'A380 [d'après Airbus]	33
Figure 5:	Matériau composite	33
Figure 6:	Armure de tissus toiles bidirectionnels	37
Figure 7:	Disposition des fibres : a) fibres unidirectionnelles ; b) mat ;c) tissus.	37
Figure 8:	Composition d'un stratifié quasi-isotrope $[45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ]_s$	40
Figure 9:	Éléments constitutifs d'un panneau sandwich en nida	40
Figure 10:	Répartition des contraintes au sein d'un panneau sandwich	40
Figure 11:	Principe de moulage au contact	42
Figure 12:	Moulage sous vide	42
Figure 13:	Relation entre les axes et les angles dans une cellule	45
Figure 14:	Effet de l'arrangement des fibres sur la symétrie	46
Figure 15:	Illustration des réseaux tridimensionnels et de système de symétrie cristalline	47
Figure 16:	Mécanismes d'endommagement observés dans un composite	50
Figure 17:	Mode d'endommagement dans le sandwich	51
Figure 18:	Contraintes appliquées sur un élément de volume.	55
Figure 19:	Plaque homogène isotrope : axes de référence	59
Figure 20:	Modes de Lamb symétrique et antisymétrique matériau isotrope	62
Figure 21:	Nombre d'onde réels des modes de Lamb dans une plaque d'aluminium	63
Figure 22:	Vitesses de phase et vitesses de groupe des modes de Lamb propagatifs	63
Figure 23:	Repère principal et repère de référence: rotation autour de l'axe z	66
Figure 24:	Structure multicouche et axe d'un repère cartésien	70
Figure 25:	Effets piézoélectriques: L'effet direct à gauche, l'effet inverse à droite.	72
Figure 26:	Génération de l'onde par la méthode du coin.	73
Figure 27:	Génération d'ondes de Lamb par un transducteur à électrodes inter digitées	74
Figure 28:	Empilement des huit plis du stratifié avec délaminages artificiels	78
Figure 29:	Disposition pour le moulage au sac à vide du stratifié.	79
Figure 30:	Démarches expérimentales du procédé d'élaboration stratifié	80
Figure 31:	Micrographies optiques de l'interface entre trois plis	81
Figure 32:	Courbes de dispersion des modes S_0 et A_0 pour un stratifié quasi-isotrope	82

constitué de plis tissés de carbone $[0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]_s$

Figure 33:	Plaques sandwichs avec différents défauts artificiels du décollement	83
Figure 34:	Démarches expérimentales du procédé d'élaboration sandwich	84
Figure 35:	Courbes de dispersion des modes propagatifs dans une plaque en aluminium;	84
Figure 36:	Transducteurs utilisés : transducteurs à immersion et transducteurs par contact	85
Figure 37:	Transducteur à sabot	86
Figure 38:	Signal d'excitation. Représentation temporelle (a) et fréquentielle (b)	88
Figure 39:	Dispositif expérimental (imagerie C-scan en transmission)	89
Figure 40:	Image C-scan et B-scan du défaut du décollement (téflon)	89
Figure 41:	Image C-scan et B-scan du défaut du décollement (nylon)	90
Figure 42:	Image C-scan et B-scan du défaut du décollement circulaire	90
Figure 43:	Image C-scan et B-scan du défaut du décollement rectangulaire	90
Figure 44:	Dispositif expérimental par contact (Génération du mode de Lamb S_0)	91
Figure 45:	Configuration expérimentale	93
Figure 46:	Représentation temporelle (a) et fréquentielle (b) des signaux en présence et en absence de défaut	93
Figure 47:	Configurations expérimentales et signaux mesurés du mode S_0 .	94
Figure 48:	Partie des signaux temporels (a) et leurs spectres de Fréquence (b)	95
Figure 49:	propagation d'onde dans une plaque sandwich en présence du décollement	95
Figure 50 :	Signaux temporels reçu du mode S_0 en absence et en présence du décollement pour différentes fréquences	96
Figure 51:	Spectre de fréquence du mode S_0 reçu pour chaque fréquence	97
Figure 52:	Représentation temporelle et fréquentielle des signaux en présence et en absence de défaut	98
Figure 53:	Interaction d'onde de Lamb avec un défaut de délaminage	98
Figure 54:	Configuration expérimentale et résultat de la distribution de l'amplitude	99
Figure 55:	Configuration expérimentale : transmission et réflexion	100
Figure 56:	Signaux transmis dans le cas sain et dans le cas de la plaque endommagée par un trou de 2mm, 4mm et 6mm	100
Figure 57:	Amplitude et décalage temporel du maximum du spectre d'onde transmis	101
Figure 58:	Signaux transmis dans le cas sain et dans le cas de la plaque endommagée par un trou de 6 mm et 10 mm par réflexion	101
Figure 59:	Amplitude du maximum du spectre d'onde transmis par réflexion	102
Figure 60:	Six signaux synthétiques du mode S_0 avec une atténuation donnée	104
Figure 61:	Atténuation du mode S_0 dans le sandwich pour différentes fréquences	105
Figure 62:	Atténuation du mode S_0 dans le stratifié pour différentes fréquences	105

Tableau 1: Propriétés spécifiques de quelques matériaux métalliques et composites	16
Tableau 2: Propriétés mécaniques des principaux renforts	36
Tableau 3: Comparaison des propriétés mécaniques des principaux types de résines	38
Tableau 4: Systèmes cristallins	45
Tableau 6: Propriété de résine Epocast 50-A1/durcisseur 9816	81
Tableau 8: Caractéristiques des transducteurs utilisés	86
Tableau 7 : Comparaison entre la taille réelle et par images C-Scan de défauts	91
Tableau 9: Rapports d'amplitude des signaux pour chaque fréquence	97
Tableau 10: Mesure de la vitesse de groupe	103
Tableau 11: Comparaison du coefficient d'atténuation pour les deux plaques	106

INTRODUCTION

Le problème de détection des défauts dans les matériaux constitue une des préoccupations majeures des industries, pour le contrôle de qualité pendant les phases de production et pour l'inspection en service pendant les opérations de maintenance. En effet, la mise au point de matériaux dont les caractéristiques mécaniques sont adaptées à une utilisation spécifique nécessite certains procédés de fabrication qui risquent de générer des imperfections, dès la conception. De plus, le matériau subit au cours de son utilisation, des contraintes mécaniques ou thermiques qui le fragilisent et qui peuvent provoquer de sérieux endommagements et donc engendrer de graves défaillances de fonctionnement.

Du fait des nombreux avantages qu'offrent les composites par rapport aux matériaux métalliques conventionnels, leur utilisation comme matériaux de structure dans l'aéronautique, le transport automobile, les constructions navales ou dans le bâtiment a nettement augmenté durant ces dix dernières années. Parmi ces avantages, on cite en premier lieu leur grand rapport raideur/masse, qui permet un allègement conséquent des structures, particulièrement recherché dans les domaines précités. Les matériaux composites offrent également une bonne résistance à la fatigue et à la corrosion et une bonne adaptabilité de leurs propriétés mécaniques aux sollicitations spécifiques qu'ils rencontrent au cours de leur utilisation. Cependant, l'usage intensif de ce type de matériaux en tant qu'élément de structure primaire à part entière, en particulier dans le domaine de l'aviation civile, reste limité par la nécessité de prouver leur durabilité et fiabilité, pour garantir la sécurité des transports, des sites sensibles ou le bon acheminement des produits. Or, ces matériaux « jeunes » souffrent d'une certaine méconnaissance de leur comportement, de leur sensibilité vis à vis de l'impact et à l'humidité, de la présence de défauts et/ou d'endommagements pouvant conduire à une diminution des propriétés mécaniques [1]. Cela nécessite la mise au point de techniques de contrôle plus efficaces afin de répondre à des règles de qualité et de sécurité souhaitées.

De nombreuses méthodes de contrôle non destructif (CND) ont émergé ces récentes années dans le cas des structures composites. Ainsi, l'inspection visuelle continue d'être la méthode de contrôle la plus répandue dans le cas des avions en service [2], mais elle ne détecte pas les défauts internes. D'autres méthodes de CND sont basées sur des phénomènes physiques divers tels que, l'absorption de rayons X, le rayonnement d'infrarouges, la transmission optique, la propagation d'ondes acoustiques, etc. Les ultrasons constituent une des méthodes de CND les plus utilisées dans l'industrie grâce aux

progrès réalisés dans les domaines des capteurs et du traitement de l'information. Cette technique, devenue familière au grand public sous le nom d'échographie, est souvent utilisée en incidence normale. Cependant, dans l'industrie aéronautique, les éléments de voilures se présentent sous forme de structures minces et de grandes étendues, et la recherche des défauts par échographie ultrasonore C-scan s'avère longue et coûteuse.

Une solution est apparue depuis quelques années, consiste à mettre en oeuvre des ondes de plaque appelées ondes de Lamb. Ces ondes ont la particularité d'être guidées par la plaque et de pouvoir se propager sur de longues distances (quelques mètres dans les composites) sans être fortement atténuées. Elles sont décrites par des courbes de dispersion (variation de la vitesse de phase avec la fréquence) qui peuvent changer significativement suivant la structure étudiée. Les ondes de Lamb sont étudiées et utilisées dans de nombreux domaines de contrôle non destructif. Elles servent par exemple à la détection de défauts du délaminage [3], de la corrosion [4], à tester l'adhésion de structures collées [5], et à la caractérisation de matériaux [6]. Elles semblent donc être un choix judicieux pour détecter les défauts dans les plaques. De plus, leur énergie est partagée entre plusieurs modes réfléchis et transmis dont la proportion en amplitude dépend des caractéristiques du défaut.

Cette étude s'inscrit dans ce contexte aéronautique où les moyens modernes de contrôle de l'intégrité des structures utilisées doivent être à la fois quantitatifs et rapides. L'étude réalisée au sein du Centre de Recherche Scientifique et Technique en Soudage et Contrôle (C.S.C), a pour objectif principal de montrer la faisabilité de la détection de défauts macroscopiques à l'aide d'ondes de Lamb. Les matériaux étudiés sont des plaques relativement minces, il s'agit de deux types de structures composites à matrice polymère: sandwichs à nid d'abeilles d'aluminium et stratifié carbone époxy. Dans la détection des défauts proprement dite, nous tenterons d'éclairer le lecteur sur la sensibilité relative de mode de Lamb S_0 en fonction du type de défaut rencontré et du type de matériau au sein duquel cet endommagement est susceptible d'apparaître.

Nous débutons cette étude en dressant l'état de l'art dans le domaine contrôle non destructif des matériaux composites. Nous présentons au cours du premier chapitre les différentes techniques classiques ou émergentes du CND, permettant de mettre en évidence l'état de santé des composites. Enfin nous illustrons l'apport des ondes de Lamb à ces diverses techniques. Ainsi, le concept du contrôle santé intégré par ondes de Lamb qui suscite de nombreux développements à l'heure actuelle, y est défini. Les nombreux travaux publiés dans les différents domaines abordés sont rappelés au fur et à mesure de la rédaction.

Le deuxième chapitre présente des généralités sur les matériaux composites. Nous présentons au cours de ce chapitre les principaux types des composites existant ainsi que

leurs mise en œuvre. Ensuite nous rappelons la forme particulière de la matrice d'élasticité en relation avec les différents types de symétries des matériaux composites usuels.

Le chapitre 3 détaille le cadre théorique des ondes de Lamb dans une plaque composite. Des notions de base sur la propagation de ces ondes seront données. Après quelques rappels d'élasticité linéaire, nous décrivons la méthode employée pour la résolution des équations de dispersion des ondes dans un matériau homogène et isotrope. Ensuite, nous nous intéressons à la généralisation du concept des ondes de Lamb dans le cas des matériaux anisotropes.

Le dernier chapitre est consacré à la description détaillée de l'approche expérimentale que nous avons utilisée en vue du contrôle de santé des plaques de composite. Nous avons fait réaliser deux types de plaques (sandwich à nid d'abeille et stratifié carbone époxyde) avec des défauts calibrés. Ces défauts sont de différents types et de géométries et présentent une des caractéristiques principales des défauts réels. Après l'identification des modes S_0 générés dans le cas d'un matériau sain, nous mettons en œuvre la détection de défauts artificiels localisés (délaminage, décollement). Dans le cas de ces derniers, nous procédons préalablement à la caractérisation ultrasonore des défauts induits par l'emploi de méthodes traditionnelles.

Finalement, afin de tenir compte de l'atténuation résultant de nombreux phénomènes plus ou moins complexes tels que la viscoélasticité anisotrope et la diffusion auxquels nous serons certainement confrontés dans le cas d'un composite, des mesures de la vitesse d'énergie et l'atténuation pour différentes fréquences sont effectuées. Les principales conclusions et recommandations de ce travail seront exposées.

CHAPITRE 1

ETAT DE L'ART

CONTROLE NON DESTRUCTIF DES MATERIAUX COMPOSITES

Introduction :

Les domaines d'application de CND sont variés. Le besoin de détecter les défauts ou les points de corrosion éventuellement présents dans les sites de stockages de produits toxiques en est un. La conservation dans des conditions idéales des produits pétroliers dans des cuves cylindriques, nécessite un contrôle permanent de l'étanchéité des structures contenant ces produits. Le transport de produits dangereux ou non (pipelines, conduites d'eau) est également un sujet se prêtant à l'étude de la salubrité des canalisations transportant ces substances. L'industrie aéronautique a besoin de s'assurer de la qualité structurale des composants utilisés dans la conception des avions. Dans tous ces exemples, les fissures, les vides, et les délaminages, peuvent être la source de défauts préjudiciables à la sécurité. Pour les matériaux composites, des contrôles au cours de la fabrication et en cours d'opérations de maintenance permettent de vérifier la bonne adhérence des couches entre elles (risques de délaminage) et l'absence de bulles d'air (dont la présence favorise des amorces de points de rupture).

Nous débutons notre étude en dressant l'état de l'art dans le domaine de contrôle non destructif des matériaux composites, en particulier le contrôle par ondes de Lamb. L'étude bibliographique développée dans ce chapitre permet de faire le point sur l'ensemble des recherches effectuées sur la propagation des ondes de Lamb dans les matériaux composites et leur interaction avec différents types d'endommagements. Ce champ d'investigation est lié depuis de nombreuses années à des enjeux industriels croissants, notamment dans le domaine aéronautique. Nous rappelons au cours de ce premier chapitre les différentes techniques classiques de contrôle non destructif, permettant de mettre en évidence la faisabilité de détection de défaut. Nous décrivons les différentes méthodes de génération des ondes

ultrasonores employées à l'inspection et à la caractérisation des différentes structures composites. Nous illustrons ensuite l'apport des ondes de Lamb à diverses techniques de contrôle de l'état de santé des composites ainsi que le concept novateur de *matériaux et structures intelligents*, qui suscite de nombreux développements à l'heure actuelle. Nous rappelons notamment de quelle manière est modélisé la propagation ultrasonore dans les composites. La détection de dommages dans les composites est un champ de recherche très actif, et beaucoup de littérature a été éditée pour différents arrangements de détection.

1.1. Enjeux de la recherche actuelle dans les matériaux composites :

Les progrès des sciences et des techniques des matériaux ont incité les concepteurs à développer le matériau en fonction de son application finale et des performances recherchées. Le matériau est alors conçu et optimisé simultanément avec la pièce. La notion de matériau perd alors petit à petit sa valeur au profit de la structure. Celui-ci n'existe plus en tant que tel. Il ne prend forme que dans la structure et dans le rôle de celle-ci. Une rupture des frontières entre les différents domaines de la recherche, que sont : l'expérimentation, la modélisation, la conception,..., est alors nécessaire [7]. Le bénéfice permis par ces nouveaux matériaux, et plus particulièrement par les composites, a rapidement été compris par les industriels à la pointe de la technologie (figure 1.1).

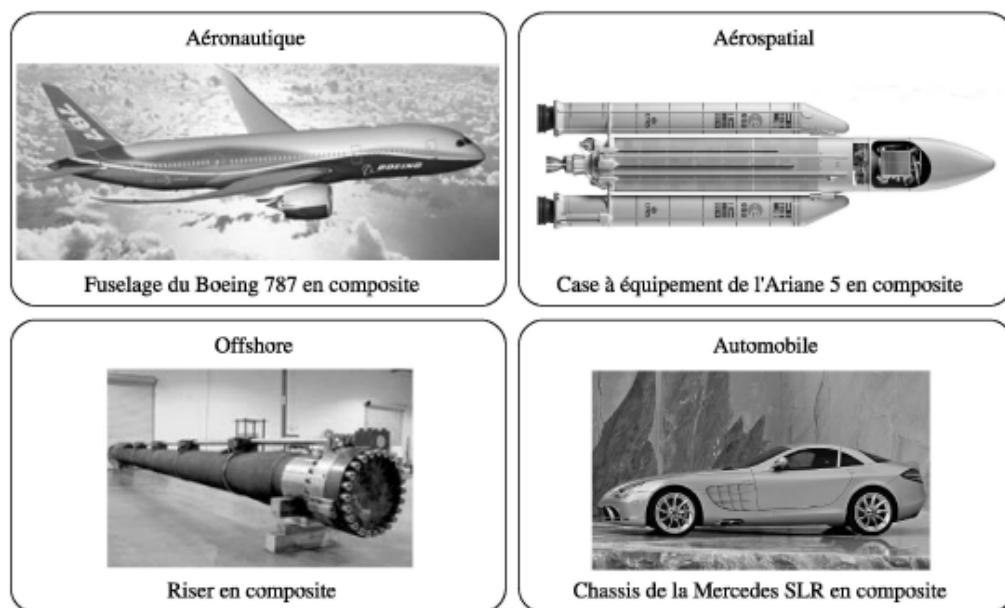


Figure 1.1 : Exemples d'applications composites dans l'aéronautique, l'aérospatiale, l'offshore et l'automobile [7].

L'atout des matériaux composites réside dans la variété des fibres et résines. La combinaison fibres / résines confère au composite des propriétés qui ne peuvent être atteintes par les matériaux seuls. La principale caractéristique des matériaux composites est leur faible densité (ρ), ceci leur confère des rapports de résistance/densité (R/ρ) et de module/densité (M/ρ) nettement supérieurs à ceux des métaux (Tableaux 1.1)

Matériaux	Densité Kg/dm ³	Module (GPa)	Résistance en tension (MPa)	M/ ρ (106 m)	R/ ρ (103 m)
Acier AISI 4340 (trempé)	7.87	207	1722	2.68	22.3
Aluminium AL 7178-T6	2.70	68.9	606	2.60	22.9
Titane Ti-6Al-4V	4.43	110	1171	2.53	26.9
Nickel INCO 718	8.20	207	1399	2.57	17.4
Fibres verre E –époxy (UD)	1.85	39.3	965	2.16	53.2
Fibres Kevlar 49 –époxy (UD)	1.38	75.8	1378	5.60	101.8
Fibres carbone haut module – époxy (UD)	1.63	215	1240	13.44	77.5

Tableaux 1.1 : propriétés spécifiques de quelques matériaux métalliques et composites [7]

D'autres avantages tels qu'une faible expansion thermique ou une grande résistance à la fatigue permettent de considérer les composites comme une bonne alternative aux métaux. Le caractère anisotrope des matériaux composite est considéré comme un désavantage car il peut induire des distorsions dans le composite. Toutefois, grâce à l'anisotropie due à la forte orientation des fibres, il est possible de rendre la conception plus en adéquation avec l'application. D'autre part, l'utilisation d'au moins deux constituants dans les matériaux composites leur attribue une capacité d'amortissement importante (bruit et vibration). Les matrices polymères jouent un rôle protecteur, elles préviennent la corrosion et l'absorption de l'humidité par le renfort. Des peintures ou revêtements sont également utilisés pour former une barrière aux agressions extérieures.

L'un des enjeux de la recherche ces vingt dernières années et de la décennie à venir consiste alors à fournir à ces mêmes industriels, les méthodes permettant de tirer la quintessence de ces nouvelles solutions. En effet, sans celle-ci, ces matériaux risquent d'être utilisés avec des marges trop importantes induisant des coûts trop importants pour qu'ils apportent un réel avantage par rapport aux solutions métalliques plus classiques mais mieux maîtrisées. La maîtrise des risques (et donc des marges) pour ces solutions innovantes nécessite le développement d'outils de caractérisation fiables (afin de comprendre les mécanismes de fonctionnement et de dégradation), de simulation précis (afin de prévoir le comportement des structures) et

de dimensionnement au plus juste (pour optimiser la structure et le matériau en fonction de son état mécanique). Ces trois thèmes de recherche font partie des objectifs principaux du programme d'étude pour les matériaux composites.

1.2. Le Contrôle Non Destructif :

1.2.1. Intérêt du Contrôle Non-Destructif (CND) :

On regroupe sous le vocable essais non destructifs ou encore contrôles non destructifs l'ensemble des techniques et procédés aptes à fournir des informations sur la santé d'une pièce ou d'une structure sans qu'il en résulte des altérations préjudiciables à leur utilisation ultérieure. Le contrôle non destructif est essentiel pour la bonne marche des industries qui fabriquent, mettent en oeuvre ou utilisent les matériaux, les produits, les structures de toutes natures. À l'heure où la qualité est devenue un impératif difficilement contournable, le champ d'application des CND ne cesse de s'étendre au-delà de son domaine d'emploi traditionnel constitué par les industries métallurgiques et les activités où la sécurité est primordiale, telles que le nucléaire et l'aéronautique. Après le contrôle des biens d'équipements, vient celui des biens de consommation [8].

Le contrôle non destructif (CND) consiste à évaluer par une méthode physique (ultrasons, radiographie...) l'intégrité d'une structure à l'intérieur de laquelle peuvent apparaître d'éventuels défauts lors de l'élaboration, de la transformation et du traitement thermique des matériaux ou lors du cycle de vie de la structure. De fait, la plupart des méthodes de CND nécessitent une bonne connaissance de la physique du matériau et de son endommagement. Le but est la détection et la caractérisation de défauts (évaluer leur emplacement, leur dimension et leur densité) afin d'être en mesure d'estimer leur "dangerosité" et donc de déterminer s'il y a lieu ou non d'intervenir sur l'objet ou sur le procédé de fabrication (rejet de la pièce dans un contexte de production industrielle et nécessité de mettre en oeuvre une maintenance dans le cas de structures en service, etc.). Afin d'éviter les pertes de matériau et le recours à des réparations souvent coûteuses, l'idée d'intégrer des méthodes de CND dès les phases de conception et de fabrication des structures est désormais bien répandu. Les principales méthodes de CND utilisées relèvent de la détection, de l'estimation, de la classification, de la reconnaissance de formes, de la résolution de problèmes inverses, de la reconstruction d'images, et de la fusion de données.

1.2.2. CND des matériaux composites :

Un matériau composite dérive de l'association hétérogène d'au moins deux matériaux aux propriétés distinctes. De cette association résulte un nouveau matériau qui pourra combiner par exemple la plasticité d'une matrice polymère et la haute résistance de fibres de renfort. La matrice a pour but d'assurer la cohésion globale du matériau, de maintenir la géométrie des renforts souhaités par le constructeur et surtout de transmettre aux renforts les contraintes imposées à la structure. Cependant, en liaison avec leurs processus de production particuliers et leurs conditions d'utilisation très spécifiques et de plus en plus exigeantes, ces matériaux nécessitent un contrôle de leur état de santé particulièrement minutieux. En effet, des défauts (porosité, micro-fissuration, vieillissement prématuré) peuvent apparaître dès la mise en forme si les conditions de température, de pression ou d'humidité sont mal contrôlées ou si les conditions de stockage des composants de base n'avaient pas été satisfaisantes. Il peut également survenir des erreurs dans la préparation des échantillons qui risquent d'avoir des conséquences particulièrement néfastes lors de l'utilisation ultérieure du composite. Par exemple, le mauvais alignement des fibres dans un composite unidirectionnel entraîne une baisse de la résistance mécanique dans la direction de la contrainte uni-axiale pour laquelle ce composite avait été optimisé. Ou encore, un mauvais empilement de couches pré-imprégnées dans un composite stratifié peut faire apparaître un degré d'anisotropie supérieur à celui initialement prévu. Pendant leur utilisation, les matériaux composites et plus particulièrement les composites aéronautiques subissent des agressions à l'origine d'une large variété d'endommagements, qui sont classés en deux catégories principales [2] :

Des défauts microstructuraux répartis de façon homogène, dus à l'exposition à l'humidité (vieillissement hygrothermique) ou à des cycles de température (fatigue thermique). Il peut s'agir de microfissurations matricielles, de rupture de fibres, de décohésions à l'interface entre fibre et matrice.

Des défauts macroscopiques localisés, dus à la fatigue mécanique, à des impacts balistiques (choc en vol avec des micrométéorites, oiseaux ...) ou à des impacts basse vitesse (chute d'objet lors de maintenance). Ces événements entraînent des ruptures de fibres, des ruptures de la matrice et, dans le cas des matériaux stratifiés, des délaminages aux interfaces entre plis. Même de faible étendu, ces dommages

peuvent servir de précurseurs à un endommagement qui va croître avec la répétition des sollicitations imposées à la structure en service, et éventuellement conduire à sa ruine totale. Il est donc indispensable de recourir au CND systématique des matériaux composites depuis leur polymérisation jusqu'à la fin de leur cycle de vie.

1.2.3. Les techniques de CND :

L'industrie aéronautique utilise les techniques de contrôle non destructif de l'approvisionnement des matières premières jusqu'à la mise en service de l'avion, puis lors de sa maintenance. Parmi les méthodes classiques de CND, on peut citer le simple contrôle visuel, qui est souvent le premier maillon de la chaîne de détection d'imperfections ou de défauts en production industrielle ou en maintenance de structures. Viennent ensuite les techniques classiques de radiographie X et γ , le ressuage, la magnétoscopie, les ultrasons (en transmission, en réflexion, en double transmission), les courants de Foucault, l'émission acoustique, la shearographie, la thermographie, l'interférométrie holographique, la tomographie, la rétro-diffusion Compton, etc [8]. Toutes ces méthodes ont pour but le contrôle des matériaux par la mesure de leur épaisseur ou par la détection de défauts de surface ou de défauts internes : inclusions, porosités, fissures, décohésions, délaminations, etc.

1.2.3.1. L'examen visuel :

L'examen visuel est l'une des méthodes non destructives de base, le plus simple et le plus général puisque c'est aussi le point final de la majorité des autres procédés non destructifs. L'inspection visuelle est une méthode peu coûteuse, employée pour la des défauts débouchant en surface et surtout des hétérogénéités locales et superficielles mais il présente des limitations. Cependant, les dommages en matériaux composites se produisent souvent au-dessous de la surface. Un tel dommage n'est pas détecté par inspection visuelle. La méthode n'est pas également utilisée pour la détermination de la profondeur de la fente extérieure.

1.2.3.2. La radiographie :

L'examen de la structure ou de la santé interne d'un objet par radiographie consiste à le faire traverser par un rayonnement électromagnétique de très courte longueur d'onde (rayons X ou γ) et à recueillir les modulations d'intensité du faisceau

sous forme d'une image sur un récepteur approprié, un film dans la plupart des cas. La radiographie X peut être utilisée comme moyen de contrôle des composites selon des méthodes frontales non destructives, ou transversales sur une coupes minces afin d'examiner en détail l'aspect des écoulements de matière dans l'empreinte de l'outillage lors de la mise en œuvre. L'examen frontal permet de révéler la présence de parasites et la répartition des fibres dont le coefficient d'absorption au rayonnement X est différent de celui de la résine. Il ne peut pas mettre en évidence des délaminages avec contact qui ne traduiraient pas par un changement d'épaisseur du matériau. Par contre, sont facilement détectables par cette méthode les parasites et inclusions. Les techniques de radiographie sont relativement simples pour mettre en application, mais elles sont coûteuse et exigent de grands équipements. La plus grande imperfection de la radiographie X est la nécessité d'accéder aux deux côtés de la structure, ce qui n'est pas souvent possible.

1.2.3.3. Courants de Foucault :

Lorsque l'on place un corps conducteur dans un champ magnétique variable dans le temps ou dans l'espace, des courants induits se développent en circuit fermé à l'intérieur de celui-ci, ce sont les courants de Foucault. Ainsi, une bobine parcourue par un courant variable, alternatif par exemple, génère de tels courants induits qui, créant eux-mêmes un flux magnétique qui s'oppose au flux générateur, modifient par là même l'impédance de cette bobine. C'est l'analyse de cette variation d'impédance qui fournira les indications exploitables pour un contrôle. En effet, le trajet, la répartition et l'intensité des courants de Foucault dépendent des caractéristiques physiques et géométriques du corps considéré, ainsi bien entendu que des conditions d'excitation. On conçoit dès lors qu'un défaut, constituant une discontinuité électrique venant perturber la circulation des courants de Foucault, puisse engendrer une variation d'impédance décelable au niveau de la bobine d'excitation. Certains composites tels ceux renforcés de fibres de carbone sont des conducteurs électriques, mais leurs propriétés sont différentes de celles des métaux, la matrice étant le plus généralement isolante. On a pu ainsi en utilisant des fréquences suffisamment élevées, mettre en évidence des anomalies ou défauts dans la structure de renforcement. Il est également possible de déterminer le taux de résine de matériaux composite par courants de Foucault.

1.2.3.4. Emission acoustique :

L'émission acoustique est une méthode unique de CND qui peut être appliquée pour surveiller in situ de la fente développée en matériaux composites pendant leur période de service. Le principe de la méthode d'AE est basé sur le fait que les matériaux émettent des impulsions discrètes de l'énergie de contrainte élastique pendant la déformation causée par la rupture de la matrice, délamination, décollement et rupture de fibre dans le cas des matériaux composites. Ces émissions sont propagées par le spécimen et sont détectées par les sondes placées sur la surface du celui ci, qui convertissent à leur tour cette énergie de tension en signaux électriques. Ces signaux sont alors amplifiés, stockés, traités et montrés. Les sondes d'AE fonctionnent à une fréquence de 20 KHz aux capteurs composés d'équipement d'essai de 1.5 MHz. L'équipement d'essai d'AE est composé des capteurs, préamplificateurs, et des systèmes de traitement des signaux.

1.2.3.5. Les techniques ultrasonores :

Les ultrasons sont des vibrations mécaniques qui se propagent dans tout support matériel (solide, liquide ou gaz) présentant une certaine élasticité. En continuation de la gamme sonore, les ultrasons correspondent à des fréquences oscillatoires supérieures à la limite d'audibilité humaine et s'étendant dans une large gamme allant de 15 KHz à plus de 100 MHz. La gamme de 1 à 10 MHz couvre la grande majorité des applications des ultrasons en contrôle non destructif industriel. Les ultrasons sont largement utilisés en recherche et dans le domaine de l'industrie à cause de leur flexibilité et de leur efficacité. Elles sont capables de détecter et de quantifier les défauts internes d'un matériau ainsi que de mesurer ses propriétés élastiques. Il existe différentes techniques de génération et de réception des ondes ultrasonores. Des méthodes simples sont basées sur les mécanismes piézoélectriques qui peuvent être utilisés comme source de génération ou de réception. Cependant des sources Laser sont souvent employées pour la génération des ondes acoustiques.

A. Les techniques avec contact :

La plupart des techniques ultrasonores utilisent des transducteurs piézoélectriques à immersion ou au contact. Un fluide ou un gel de couplage permet alors d'assurer

une bonne transmission de l'énergie élastique entre les transducteurs et le milieu testé. L'apparition des matériaux composites il y a une vingtaine d'années, puis l'augmentation rapide du nombre de matériaux différents avec des géométries complexes dans les structures modernes, en particulier dans le secteur aéronautique, ont nécessité l'amélioration des techniques ultrasonores classiques qui se trouvaient parfois mal adaptées à de telles structures [9]. On peut évoquer notamment les problèmes d'accessibilité des pièces à tester. Si une seule face de la structure est accessible, les ultrasons ne pourront pas être utilisés en transmission. Si une pièce est "enfouie" dans une structure plus complexe, son démontage préalable sera nécessaire avant le contrôle, ce qui représente une entreprise longue et coûteuse et, qui de plus est, non dénuée de risque de détérioration.

Lors du contrôle par ultrasons se posent également et de manière systématique des problèmes liés à la nécessité du couplage acoustique entre la source d'ondes ultrasonores et le milieu de propagation. Des incertitudes importantes peuvent provenir de la mauvaise reproductibilité du couplage lors de l'utilisation d'un gel (mesures au contact direct avec la pièce) ou de l'utilisation de jets d'eau. La simple mise en œuvre du couplage acoustique peut représenter une difficulté à elle seule, par exemple dans le cas de mesures à haute température ou sur des matériaux poreux. Aussi, a-t-on pu observer l'apparition de nouvelles techniques dans lesquelles les ultrasons sont générés par laser ou par des capteurs aériens [10].

Connue désormais de tout un chacun par son utilisation médicale, *l'échographie* est aussi la méthode de loin la plus employée dans le contrôle non destructif industriel. Son principe, très simple, est celui du radar : on envoie, dans la zone à inspecter, de brèves impulsions ultrasonores et l'on recueille en retour des échos renvoyés par les diverses hétérogénéités susceptibles de créer des ruptures d'impédance acoustique [8].

Une autre méthode qui met en œuvre un faisceau ultrasonore reliant deux palpeurs disposés de part et d'autre de la pièce sondée. C'est la méthode par *transmission*. Son emploi a pratiquement moins par rapport au mode en écho, sauf dans quelques cas particuliers où l'atténuation ultrasonore est extrêmement forte et interdit l'utilisation de la méthode par échos. La méthode "*pitch-catch*" utilise aussi deux capteurs, mais ceux-ci sont placés à une distance fixe l'un de l'autre du même côté de la pièce, contrairement à la méthode en transmission directe. Les capteurs sont utilisés en contact direct ou en immersion, et placés à angle normal ou à angle

oblique à la surface, dépendant de l'application. Cette technique permet surtout de générer des ondes de surface ou des ondes de plaques et d'analyser celles-ci.

Si le choix de la technique est avant tout dicté par les impératifs techniques liés directement aux structures industrielles réelles, il dépend également du coût de l'intégration de telles méthodes, notamment pour des programmes aéronautiques et spatiaux où le nombre de pièces à produire reste somme faible.

B. Les techniques sans contact :

Depuis quelques années, des systèmes de contrôle par ultrasons *Laser* font la preuve de leur efficacité dans plusieurs domaines industriels notamment dans le domaine aéronautique, ils permettent d'inspecter des structures composites ou métalliques de forme complexe, à grande distance, et sans qu'aucun milieu couplant ne soit nécessaire. La génération des ultrasons sans contact avec le matériau est facilement réalisée par l'éclairage d'une source Laser à forte énergie [6,8]. Un faisceau laser est envoyé sur la paroi du matériau à inspecter. Un échauffement local provoque une dilatation de la surface, voire une légère ablation de la surface sur les matériaux métalliques. L'onde ultrasonore ainsi générée se propage au travers du matériau sous test. Une infime déformation est repérée par un détecteur de type interféromètre (figure 1.2)

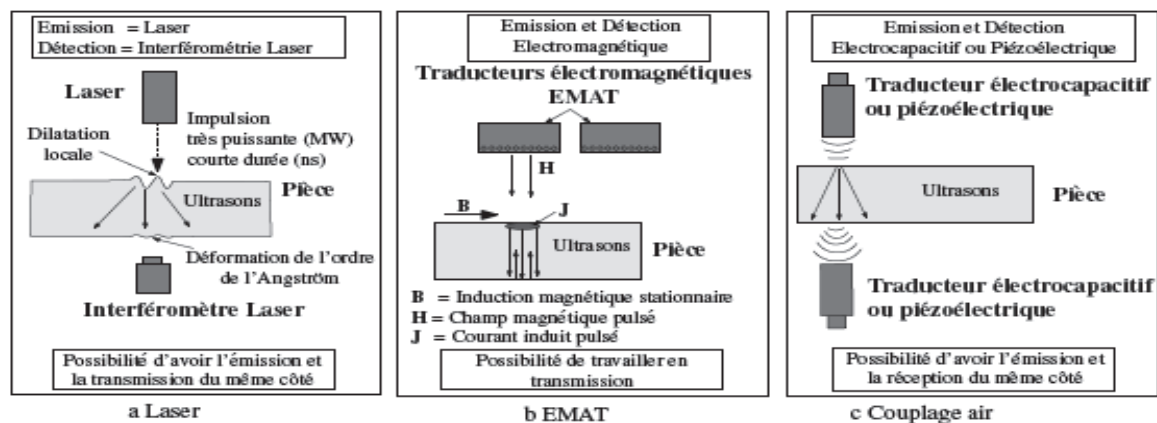


Figure 1.2 : Les ultrasons sans contact

Depuis quelques années, des chercheurs s'intéressent au contrôle par ultrasons sans contact à *couplage d'air*. Cette technique est moins coûteuse comparée aux ultrasons Laser, elle convient à l'inspection de tous types de matériaux non métalliques, notamment les pièces sandwichs à noyau de mousse. Le principe de contrôle est relativement simple, la vibration de l'élément piézoélectrique du

traducteur génère des ondes ultrasonores qui se propagent dans l'air puis dans la pièce étudiée, les variations d'amplitude du signal ultrasonore permettent alors d'obtenir une cartographie des défauts dans le matériau. Afin d'éviter la forte atténuation des ultrasons dans l'air les transducteurs utilisés pour cette technique génèrent des ondes à basses fréquences, cependant, les transducteurs à bande étroite ne peuvent pas détecter tous les types de défaut.

C. Imagerie ultrasonore (C-scan):

Parmi les techniques développées pour le contrôle des matériaux composites, il existe des techniques qui sont basées sur l'imagerie ultrasonore. Ces techniques sont réalisées soit par un système d'inspection en immersion, soit à l'aide d'un système d'inspection Laser-ultrasons. Des caméras ultrasonores sont généralement basées sur la méthode par transmission en milieu immergé. La méthode par écho permet plus simplement, par rotation ou déplacement du palpeur sur la pièce, d'obtenir des cartographies ultrasonores en coupe (B-scan) ou en plan (C-scan). Cette méthode simple de présentation échographique est très utilisée dans les contrôles ultrasonores en laboratoire et aussi désormais sur site. Parallèlement, on cherche à adapter au contrôle ultrasonore certaines techniques récentes de reconstruction d'image telles que l'holographie empruntée à l'optique, l'ouverture synthétique (SAFT) empruntée aux procédés radar hyperfréquence ou enfin la tomographie empruntée à la radiologie. Des difficultés inhérentes à la nature des ultrasons font que le développement de ces nouveaux procédés de contrôle ultrasonore reste très modeste [8].

1.2.3.6. Les techniques combinées :

Parmi les méthodes de contrôle non destructif émergentes on trouve de plus en plus de techniques *combinées*, pour lesquelles les ultrasons jouent le rôle de perturbation se propageant dans le matériau à tester, et donc de vecteur de l'information recueillie par un système séparé. On peut citer la *shearographie* [13,14,15] basée sur des ultrasons pour la détection de défauts localisés. Un élément piézo-électrique est utilisé pour générer une onde ultrasonore incidente dans le milieu et le dispositif d'imagerie shearographique met en évidence l'interaction de l'onde avec un éventuel défaut. Il s'agit de réaliser par un procédé holographique une cartographie plein champ et quasiment en temps réel du champ de déplacement

normal en surface de l'échantillon. L'image réfléchiée par la structure lorsqu'elle est éclairée par la lumière cohérente d'un faisceau laser élargi interfère avec une image de la même scène décalée d'une longueur, dite longueur de cisaillement, introduite par un des miroirs de l'interféromètre. La visualisation du champ de déplacement dû à la propagation des ultrasons est rendue possible par synchronisation de l'excitation ultrasonore et du laser incident. Dans le cas où le front d'onde rencontre un défaut localisé, ce dernier se comporte comme une source secondaire directement visualisable.

La *thermographie* [16,17] stimulée par ultrasons est une autre technique de contrôle plein champ développée récemment. Comme pour la thermographie classique, il s'agit d'une méthode de détection et de représentation bidimensionnelle de la température d'une zone relativement étendue de la structure. La thermographie classique est basée sur le fait que la présence d'une hétérogénéité entraîne une variation locale de la température lors du chargement thermique adéquat d'une région spécifique. Dans le cas de la thermographie stimulée par ultrasons, une onde ultrasonore d'amplitude modulée est introduite dans la structure à tester. L'interaction de cette perturbation avec le défaut provoque la génération d'une onde thermique du fait de la conversion de l'énergie élastique incidente en énergie thermique (effet d'hystérésis). Le rayonnement de cette onde thermique est mis en évidence par le système de thermographie qui produit des images d'amplitude ou de phase. La détection est possible en raison de la modulation d'amplitude de l'onde ultrasonore.

1.2.4. Évaluation non destructive des structures composites :

L'évaluation non destructive consiste à mesurer certaines propriétés d'un matériau pour accéder à la connaissance de son état de santé. Portée par le développement des sciences de l'ingénieur, l'évaluation non destructive des structures a connu un essor considérable au cours du siècle dernier. Les méthodes de caractérisation ultrasonores s'avèrent maintenant incontournables lorsqu'il s'agit de déterminer les propriétés mécaniques de matériaux anisotropes, et plus particulièrement de matériaux composites. Beaucoup de méthodes, employées pour mesurer les constantes élastiques et viscoélastiques, sont basées sur l'une ou l'autre, statique ou réponse dynamique à une excitation du matériau [18]. La méthode la plus ancienne pour la détermination des constantes élastiques était l'essai statique, tel que les essais de traction, de compression et de torsion [19].

Les matériaux anisotropes sont caractérisés par de nombreuses constantes élastiques indépendantes. En raison des besoins d'essai, les méthodes dynamiques ont été développées, y compris la transmission ultrasonore [20,21]. Comparées aux méthodes statiques qui exigent l'utilisation de multiples échantillons et qui aggravent les incertitudes d'essai, les méthodes dynamiques ont de nombreux avantages. Dans la plupart des cas, elles sont beaucoup plus précises et applicables aux petits échantillons et, actuellement, elles permettent également l'étude de la viscoélasticité, la dispersion et la non-linéarité.

1.3. Structures et technologies intelligentes :

Une structure intelligente est définie comme possédant la capacité de capter les variations engendrées par une perturbation externe et d'activer des éléments de contrôle en réponse à ces variations, ou encore comme étant une structure comprenant une importante distribution d'actionneurs, de capteurs et de réseaux de traitement. Il existe de nombreux types de matériaux intelligents, tels que les alliages à mémoire de forme et les fluides électrostrictifs, cependant les matériaux piézoélectriques présentent plusieurs avantages et sont actuellement les plus utilisés. En effet, ils possèdent une grande rigidité structurale ce qui leur confère un grand pouvoir actif [22].

La mise au point des matériaux composites intelligents consiste à fournir une intelligence active aux matériaux ou à les rendre adaptatifs en utilisant des capteurs et des actionneurs [23]. Les recherches sur les matériaux composites, qui étaient jusqu'ici concentrées sur leurs propriétés et leurs fonctionnalités, font place à une nouvelle approche incluant la notion de système avec l'incorporation d'une combinaison d'informations et de contrôles (figure 1.3).

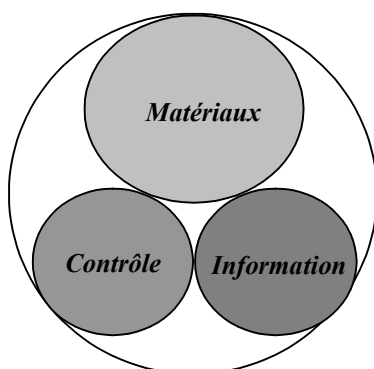


Figure 1.3 : Combinaison de l'information et du contrôle avec les matériaux [23]

En général, la technologie intelligente (*Smart structure*) pour des matériaux et structures fait appel à l'adaptation des fonctions biologiques, tel que l'autoréparation, l'autodiagnostic, l'auto apprentissage ou l'adaptabilité à l'environnement. Dans un sens étroit, les matériaux composites intelligents sont considérés comme des structures en composite équipées de capteurs et d'actionneurs. Dans un sens large, ils peuvent être confondus avec la représentation des structures intelligentes elle mêmes. La technologie intelligente peut être appliquée non seulement aux matériaux composites mais aussi aux céramiques ou aux alliages, en impliquant des applications potentielles dans l'industrie spatial et aéronautique, le génie civil et le bâtiment. Les matériaux composites sont intéressants à cause de la mise en forme par moulage de grandes pièces pouvant intégrer en une seule étape la matière première dans les composants aéronautiques et spatiaux. Les études sur la construction des structures composites intelligentes sont devenues très fructueuses en incorporant des fibres optiques et des capteurs ou des actionneurs, comme des matériaux piézo-électriques, des fluides rhéologiques etc...., très faciles à introduire dans les stratifiés.

L'étude de la sécurité active des avions a été fortement encouragée après l'accident du Boeing 737 de la compagnie Aloha le 28 avril 1988 qui reliait deux îles d'Hawaï [23]. Lors de l'accident, le plafond de l'avion s'est déchiré en plein vol. Au cours de fréquents décollages et atterrissages répétés, l'avion très âgé avait subi des endommagements préalables qui étaient passés inaperçus. Le pilote de l'avion a réussi à atterrir en minimisant les dégâts mais n'a pas été informé de la nature de l'incident. Compte tenu du nombre important de vieux avions volant avec des endommagements cachés de fatigue, l'idée du *health monitoring* a beaucoup progressé. Dans ce cas, une solution est de surveiller en temps réel l'endommagement à l'aide de capteurs intelligents.

1.4. Application des ondes de Lamb au contrôle de santé des composites :

La plupart des structures composites se présentent sous forme de structures minces et de grandes étendues (comme dans le cas des peaux des ailes d'avion, des réservoirs, des coques de bateau, des tuyauteries etc.) et la recherche des défauts par échographie ultrasonore s'avère longue et coûteuse, car elle nécessite une exploration point par point de la structure, c'est donc tout naturellement que la

plupart des chercheurs se sont tournés à l'utilisation et l'étude des modes propres de vibration dans une plaque solide. Les ondes de Lamb ont connu un vaste domaine d'utilisation pour le contrôle des structures composites en raison de leurs propriétés avantageuses par rapport aux techniques d'échographie ultrasonore. Contrairement aux ondes de surface (ondes de Rayleigh) dont l'amplitude s'atténue avec la profondeur sur quelques longueurs d'onde, les modes de Lamb ont la faculté de mettre en vibration la totalité de l'épaisseur de la plaque et offrent par-là la possibilité de détecter des défauts internes quelle que soit leur profondeur. D'autre part, les ondes de Lamb ont la particularité de se propager sans trop de déperdition d'énergie dans les matériaux pourtant passablement atténuants que sont les matériaux composites [2]. En effet, l'utilisation de modes de vibration à des fréquences relativement basse, limite l'influence de la diffusion intrinsèque du matériau. De plus, la propagation se faisant majoritairement dans un guide à deux dimensions, la perte d'amplitude associée à la diffraction du faisceau est beaucoup moins importante que dans le cas des ondes de volume. Les ondes de Lamb ouvrent ainsi la voie au contrôle de santé à grande distance, avec l'espoir de pouvoir développer des structures sensibles de grandes dimensions sans nécessairement multiplier le nombre de capteurs et donc sans accroître la complexité du système d'évaluation.

Les impératifs de contrôles de plus en plus pointus et rapides ont récemment entraîné la mise au point de techniques spécifiques pour l'évaluation non destructive de structures à l'aide d'ondes de Lamb. Des efforts particuliers ont été menés tant pour l'amélioration des méthodes de génération et de détection de ces ondes [24,25], que pour la modélisation de leur propagation [3,26].

Les caractéristiques des modes de Lamb (vitesse de phase, atténuation, polarisation) étant intimement liées aux propriétés viscoélastiques des matériaux en général, et donc à leur anisotropie en particulier, la propagation des ondes de Lamb dans les composites anisotropes a été utilisée pour la caractérisation de ces matériaux et de leur endommagement [27,28,29].

Les ondes de Lamb ont également été largement utilisées pour la caractérisation de la qualité des soudures et des joints [5], et plus généralement des interfaces. Du fait de leur comportement analogue dans les tubes, ces ondes de plaque ont été utilisées avec succès pour l'évaluation non destructive à longue portée dans les tuyauteries, notamment par Rose [31] ou Alleyne et Cawley [32] qui ont démontré la

faisabilité de la détection de réduction d'épaisseur due à la corrosion. Enfin, l'interaction des ondes de Lamb avec différents types de défauts a été mise en évidence et de nombreux travaux se sont particulièrement appliqués à la détection des délaminages [33,34,35,36,37].

1.5. Le contrôle de santé par capteurs intégrés :

La surveillance permanente de l'état de santé d'une structure a connu un fort développement dans les secteurs de transport, notamment dans l'aéronautique. Depuis quelques années, les chercheurs tentent de développer d'autres méthodes plus sécuritaires. L'idée est de développer des techniques permettant le contrôle en temps réel et de manière continue des structures aéronautiques [38,39,40]. C'est la notion de *Contrôle Santé Intégré (CSI)*. Basée sur l'utilisation des ondes guidées ultrasonores, ces systèmes sont constitués par des éléments piézoélectriques (transducteur) de faible épaisseur et de dimensions latérales réduites, fixés de façon permanente dans la structure. L'émission et la réception d'ondes de Lamb par ces transducteurs permettent alors de détecter, de façon quasi-permanente, l'apparition d'éventuels endommagements. L'objectif est ainsi de détecter tous types d'endommagements (fissures, corrosions, trous, délaminages, cassures de matrices)

Bien que ces techniques soient performantes, elles nécessitent généralement l'immobilisation de l'appareil et parfois le démontage de certaines parties de la structure. C'est pourquoi, ces techniques sont lourdes, coûteuses (en argent et en temps) et délicates à mettre en oeuvre. En outre, les fortes agressions sur les structures et les défauts de fabrication sont un facteur de poids dès qu'il s'agit de l'industrie aéronautique puisque la vie humaine en dépend fortement. Le CSI consiste à intégrer un système de CND directement sur la structure. Ce contrôle n'a pas la vocation de remplacer complètement la maintenance au sol. Il doit au contraire faire office de sonnette d'alarme pour un contrôle au sol plus poussé.

David Devillers [39] a fait des études de base relatives à un projet qui a pour ambition de développer de systèmes de surveillance pour structures sandwich de radômes coniques. Le système envisagé est composé d'un réseau de transducteurs piézoélectriques collés sur la structure et sensibles aux ondes ultrasonores qui s'y propagent. Chaque élément du réseau pourrait être utilisé indifféremment comme capteur ou générateur d'ondes. La comparaison d'un signal de référence, c'est-à-dire d'un signal enregistré lorsque l'onde traverse une zone saine, et d'un signal ayant

subit des modifications liées à l'interaction avec un défaut, doit rendre compte de la présence d'un endommagement dans la structure, de le localiser et d'en estimer l'ampleur. La caractérisation des modes de Lamb se propageant dans une structure sandwich couplée à une étude du profil de l'endommagement induit par des impacts basse vitesse, permet de sélectionner un mode de Lamb susceptible d'interagir avec l'endommagement.

Dans [2] Monnier.T, a défini une méthode d'évaluation non destructive in situ de l'état de santé des composites, afin d'offrir une meilleure sécurité opérationnelle des structures à moindre coût. Les ondes de Lamb ont vu dans ce travail leurs concepts se généraliser au cas des matériaux anisotropes stratifiés. La propagation et les caractéristiques de ces modes dispersifs ont été étudiées en relation avec les propriétés micro structurales et la conformation de divers milieux stratifiés.

1.6. Modélisation de la propagation ultrasonore dans les composites :

Il existe de nombreux modèles de propagation des ondes élastiques dans les matériaux, que l'on peut répartir en plusieurs classes suivant l'approche adoptée. Les méthodes analytiques exactes constituent la première classe de modèles. Dans une seconde classe on range les méthodes dites « numériques », qui proposent une résolution numérique de l'équation de propagation généralement basée sur une discrétisation de l'espace physique, telles les éléments finis, ou les différences finies. Ces méthodes ne font pas appel à des approximations physiques, elles peuvent gérer des situations compliquées (matériaux hétérogènes par exemple) mais sont très coûteuses en temps de calcul.

Dans la littérature, on trouve de nombreux travaux traitant de la propagation des ondes guidées lors d'une excitation transitoire ou harmonique. Le cas le plus simple concerne celui d'un milieu sain, c'est-à-dire sans défaut ou sans endommagement, avec des structures de géométrie simple, par exemple rectangulaire, constituées de matériaux homogènes et isotropes. En régime harmonique, ce cas a été traité par de nombreux chercheurs tels que Lamb [41] puis Viktorov [11] qui, ont utilisé la méthode des potentiels scalaire et vectoriel. Auld [42], quant à lui, a employé la méthode de superposition des ondes partielles pour résoudre le même problème. Ces deux techniques sont les méthodes classiques auxquelles la majorité des chercheurs ont recours. L'utilisation des ondes de Lamb présente quelques difficultés: elles sont dispersives, à une fréquence donnée plusieurs modes peuvent se propager à

différentes vitesses. Leur propagation dans des milieux anisotropes et multicouches accroît encore la complexité. Des travaux ont permis d'établir analytiquement les courbes de dispersion [43,44], de les valider expérimentalement [45].

En ce qui concerne l'interaction des ondes de Lamb avec différents types d'endommagement, beaucoup d'études sont expérimentales : détection d'impacts [46], de délaminages [35], ou de fissures [47]. A l'aide de différents outils de traitement du signal comme les représentations temps fréquences, ces études tentent d'extraire un ou plusieurs paramètres caractérisant la dégradation. Certains auteurs proposent d'étudier la réflexion des ondes et la conversion des modes au passage d'un défaut par les méthodes des éléments finis [3] ou en utilisant des éléments bande [49].

Conclusion

Pour répondre aux besoins des industriels en terme de réduction des coûts et des temps de maintenance de nombreux travaux ont été effectués ces dix dernières années dans le domaine de la surveillance des structures composites. Ces travaux ont permis de développer différents systèmes de mesure et certains systèmes de surveillance sont déjà utilisés dans l'industrie aéronautique ou du génie civil. Bien que les ondes de Lamb soient multimodales et dispersives, leur utilisation comme une technique de contrôle non destructif pour le contrôle santé de structures est reconnue. Le concept de contrôle de santé *in situ* et en temps réel préfigure un dispositif totalement intégré à la structure et capable de l'interroger en permanence et de manière totalement automatisée lorsque celle-ci se trouve en service.

Dans ce premier chapitre, une étude de l'état de l'art a permis de rappeler les différentes techniques classiques de contrôle non destructif et en particulier le contrôle de santé par les ondes de Lamb, ainsi que de décrire les différentes méthodes de génération des ondes ultrasonore employées à l'inspection et à la caractérisation des différentes structures composites. Cette étude bibliographique a permis aussi de faire le point sur l'ensemble des recherches effectuées sur la propagation des ondes de Lamb dans les matériaux composites et leur interaction avec différents types d'endommagements.

CHAPITRE 2

GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

Introduction

Parmi les matériaux existants, les composites présentent un **attrait** industriel **indéniable**. Ils possèdent d'excellentes propriétés physiques et chimiques au regard de leur masse volumique relativement faible. Ils offrent une grande résistance à la fatigue, un faible taux de vieillissement sous l'action de l'humidité ; de la corrosion ou de la chaleur et sont de plus insensibles à de nombreux produits chimiques (graisses, solvants, peintures...). De telles qualités en font des matériaux utilisés dans de nombreux secteurs d'application comme le bâtiment et les travaux publics, les transports (routier, ferroviaire, aéronautique), les sports et les loisirs.

Les éléments de structure primaire d'un avion, tels que les caissons de fuselage et de voilure, sont d'autant mieux adaptés qu'ils sont légers et résistants, les appareils subissant les effets de très grandes contraintes mécaniques et thermiques. Les matériaux composites, répondent parfaitement à ces besoins industriels et sont par conséquent utilisés de façon intense dans l'industrie aéronautique.

La première réalisation d'une structure vitale (ou primaire) en matériau composite à fibre de carbone, dont la ruine peut s'avérer désastreuse pour la structure, a vu le jour avec la conception de la poutre ventrale de l'A340-600 d'Airbus. L'utilisation des composites dans l'aéronautique est aujourd'hui indispensable, c'est un véritable **challenge** pour les avionneurs. L'A380 d'Airbus comporte aujourd'hui près de 25% en masse de matériaux composites (Figure 2.1), dont le caisson de voilure qui permet notamment d'obtenir un gain de 1,5 tonnes en masse en comparaison avec des alliages d'aluminium les plus avancés. L'A350 d'Airbus possédera une aile entièrement réalisée en composites, une première pour un avion civil. Boeing annonce que 50% de la structure primaire (incluant fuselage et ailes) du 787 sera réalisée en matériaux composites.

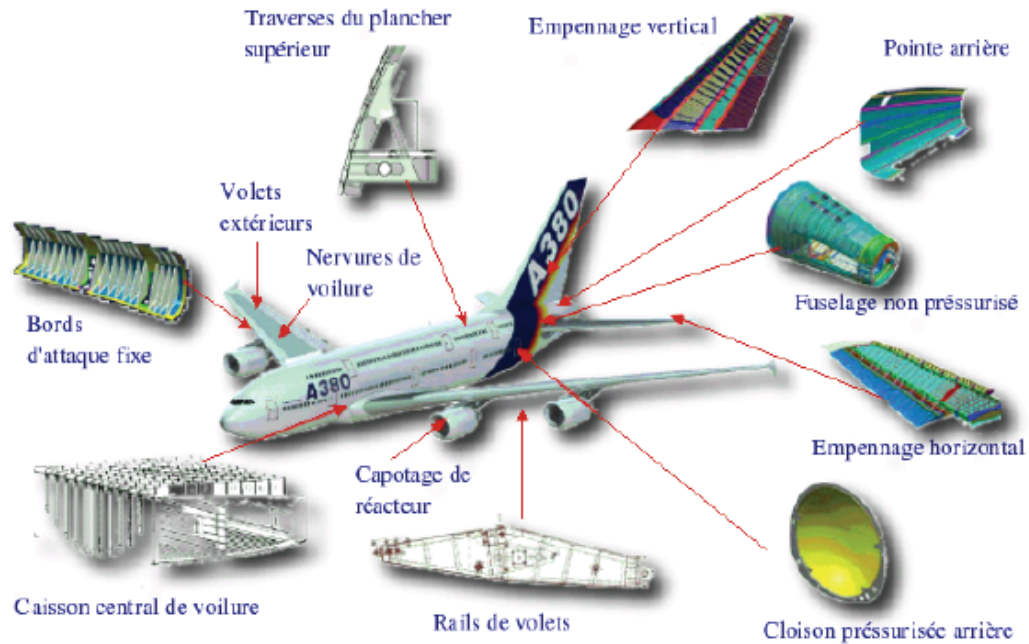


Figure 2.1: Répartition des composites stratifiés dans l'A380 [source : d'après Airbus]

2.1. Définition:

Les matériaux composites sont un assemblage intime d'au moins deux corps (ou phases) non miscibles à structures différentes. Les qualités individuelles de ces corps se combinent et se complètent pour donner un matériau hétérogène possédant des performances globales améliorées. Ce qui fait l'originalité de ces matériaux est leur constitution de base, qui est une association de propriétés mécaniques de différents constituants (matrice et renfort) dans une même structure. Le renfort assure la tenue mécanique et la matrice qui est généralement une matière plastique (résine thermoplastique ou thermodurcissable), assure la cohésion de la structure et la retransmission des efforts vers le renfort (figure 2.2).

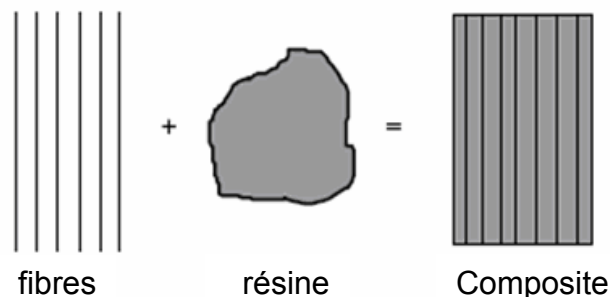


Figure 2.2 : Matériau composite [52]

Les matériaux composites sont très variés, ils peuvent être classés en fonction de la constitution de la matrice et de la nature du renfort. Le type d'association

matrice/renfort, dépend principalement de l'application pour laquelle le composite est destiné. Dans les domaines aéronautique et spatial par exemple, la préoccupation majeure des constructeurs est l'augmentation des performances des pièces par l'amélioration de leurs propriétés caractéristiques (gain de masse, tenue en fatigue, tenue en température, résistance à la corrosion, etc.). Ce qui explique la grande utilisation des composites carbone/époxyde dans ce domaine. [50,51]

2.2. Classification des matériaux composites :

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

2.2.1. Classification suivant la forme des constituants :

2.2.1.1. Composite à fibres :

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. l'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan.

2.2.1.2. Composite à particules :

Dans ce cas, le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans diminuer les caractéristiques.

2.2.2. Classification suivant la nature des constituants :

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique (qui constituent les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle), à matrice métallique ou à matrice minérale. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche.

2.3. Les constituants élémentaires :

Le choix des constituants élémentaires, qui conditionne les propriétés du produit final n'est pas le fruit du hasard. En outre, la nature ou la forme de ces éléments sert parfois de critère distinctif permettant une organisation en familles des matériaux composites. Les matériaux présentés ici sont essentiellement des composites fibreux à matrice polymérique. La matrice est constituée d'une résine, qui maintient l'ensemble des fibres, les protège contre l'environnement extérieur et leur transmet les sollicitations mécaniques. Les fibres constituent le renfort du composite et apportent à ce titre les caractéristiques mécaniques de la pièce [51].

2.3.1. Renforts :

Le rôle du renfort est de supporter la charge appliquée au composite. Les renforts utilisés pour la fabrication de pièces sont le plus souvent des laminés, c'est-à-dire un empilement de tissus. Ces derniers sont faits de filaments de fibres orientées. Les renforts sont donc eux-mêmes orientés, ce qui leur confère des propriétés mécaniques et thermiques anisotropes. Le plus souvent les tissus sont bidirectionnels ou unidirectionnelles, ceci correspond au nombre d'orientation des fibres. Il est également possible de fabriquer des pièces composites à partir de mats à fibres aléatoires. Dans ce cas, les propriétés physiques sont considérées isotropes. Les fibres les plus répandues sont d'origine minérale (verre, carbone, bore, céramique...), ou organique (aramide ou Kevlar...).

2.3.1.1. Fibres de verre :

Les renforts de fibres de verre sont les plus répandus, ils représentent 95% des renforts utilisés pour la fabrication des composites. La principale raison de leur grande diffusion est leur faible coût. Suivant la composition chimique, on peut distinguer plusieurs types de verre : verre E, verre A, verre D, verre C et verres R.

2.3.1.2. Fibres de carbone :

Les fibres de carbone sont un produit de très haute qualité dont le coût le limite aux applications aéronautiques et à certains produits de sport et de loisir. Les produits commerciaux de série ne bénéficient pas de performance mécanique des fibres de carbone du fait de leur prix élevé. Les fibres de carbone sont des fibres conductrices, de masse volumique faible, ayant de très bonnes propriétés

mécaniques et un coefficient de dilatation négatif. On distingue trois types de fibre de carbone: fibre à haute résistance HR, fibre à haut module HM, et fibre intermédiaire.

2.3.1.3. Fibres Aramide (kevlar 49) :

Les fibres d'aramide ne sont utilisées que pour des applications particulières. Leur bonne résistance à l'impact en fait des fibres utilisées dans des domaines de pointe comme l'armement ou l'aérospatial.

Le tableau 2.1 montre les propriétés mécaniques des principaux renforts. Les fibres de verre apportent une souplesse au composite, les fibres de carbone ont une très grande résistance mécanique et les fibres d'aramide ont une légèreté et une forte résistance à l'impact.

Type de renfort	Diamètre mono filament (μ)	Masse spécifique (kg/dm^3)	Résistance		Module d'allongement	
			Traction (Gpa)	Compression (Gpa)	Elasticité (Gpa)	Rupture (%)
Verre E	10 à 20	2,6	2,5	1 à 1,2	72	4,5
Verre R		2,5	3,5		85	5,2
Carbone HR	6 à 7	1,8	3 à 4	1,1 - 1,8	230-250	1,3
Carbone HM		1,9	2,7		400-500	0,5
Aramide	12	1,45	2,8 à 3	0,3 - 0,5	120-130	2,5
Polyéthylène haut module		0,96	3		100	

Tableau 2.1 : Propriétés mécaniques des principaux renforts [53]

2.3.1.4. Architectures de renforcement :

Afin d'améliorer les caractéristiques mécaniques des structures en composites, il est nécessaire de jouer sur la texture des renforts (leur architecture) pour créer une charpente résistante adaptée aux contraintes mécaniques. En fonction des propriétés recherchées, on rencontre plusieurs architectures de renforcements :

A. Les tissus :

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc., réalisé sur un métier à tisser. Il est constitué par l'entrecroisement de fils de chaîne et de fils de trame. Un tissu est équilibré si le poids de chaîne est égal au poids de trame. Il est appelé unidirectionnel si le poids de chaîne représente plus de 70 % du poids

total. Les tissus sont plus faciles à manipuler que les nappes et offrent des propriétés intéressantes dans deux directions. La figure 2.3 illustre les armures utilisées.

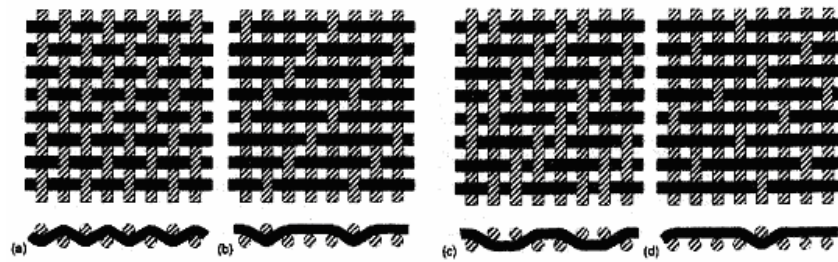


Figure 2.3 : Armure de tissus toiles bidirectionnels,

a) armure taffetas ; b) armure sergé 3*1 ; c) armure sergé 2*2 ; d) satin à 5 mailles

B. Armure unidirectionnelle:

Les fils parallèles constituant soit la chaîne, soit la trame, sont réunis par un fil fin, respectivement en trame ou en chaîne, n'intervenant pratiquement pas dans les performances du tissu. (figure. 2.4.a)

C. Les mats :

Les mats sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. Ils sont maintenus ensemble par un liant soluble ou non dans les résines, suivant la mise en œuvre. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotropie des propriétés mécaniques du mat dans son plan. (figure 2.4.b)

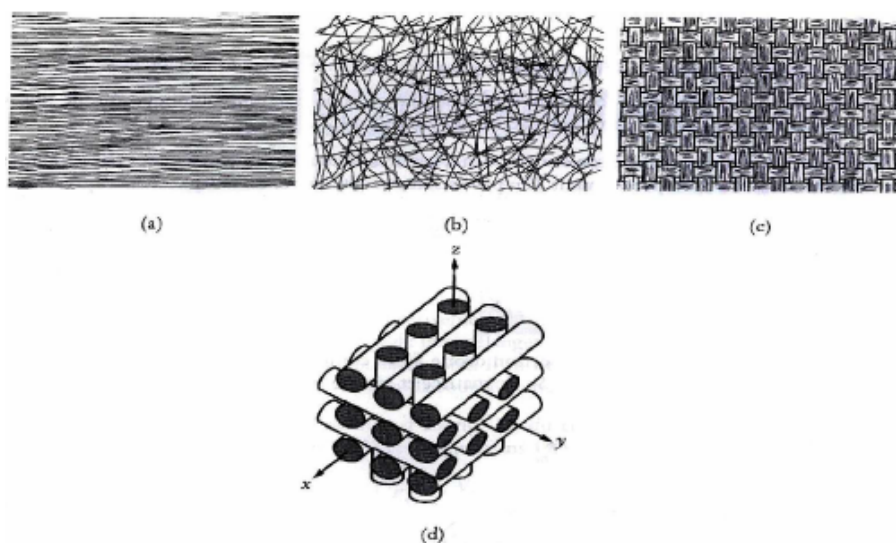


Figure 2.4. Disposition des fibres : **a)** fibres unidirectionnelles ; **b)** mat ; **c)** tissu ; **d)** tissage tridimensionnel orthogonal

2.3.2. Matrice :

Dans un matériau composite, la matrice donne la forme à la pièce fabriquée et transfère au renfort la charge qui lui est appliquée. D'autre part, les matrices protègent le renfort des attaques de l'environnement et préviennent l'abrasion des fibres. Pour améliorer les propriétés de la matrice, certains additifs sont utilisés. Il s'agit, de colorant, de stabilisateur, d'agents antistatiques, d'additifs à bas retrait et d'agents de réticulation. La matrice peut être métallique (alliage d'aluminium, de titane, etc.), minérale (carbure de silicium, carbone, etc.), céramique, et organique

Il existe deux grandes familles de résines polymères : les plus utilisées sont les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables [51].

Les résines thermoplastiques sont des polymères à chaîne linéaire. Elles développent des liaisons flexibles qui permettent leur mise en forme plusieurs fois par chauffage et refroidissement successif. Elles sont généralement, utilisées dans les produits de grande diffusion. Cependant, l'amélioration des caractéristiques des résines thermoplastiques conduit à leur utilisation dans des applications de plus en plus importantes.

Pour obtenir des composites aux performances plus élevées, on utilise généralement des résines thermodurcissables. Contrairement aux précédentes, ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. De plus, un chauffage supplémentaire contribuerait à les dégrader et, par conséquent, affaiblit le matériau. En effet, après polymérisation par un apport d'énergie thermique, ces résines conduisent à des liaisons rigides qui ne peuvent être détruites que par un apport plus important d'énergie thermique. Les résines thermodurcissables principalement utilisées actuellement sont : les polyesters, époxydes, et phénoliques.

Polymère	Masse spécifique (kg/dm ³)	Résistance à la traction (Gpa)	Module de flexion (Gpa)	Tenue à la chaleur continue (°C)
Polyester (UP)	1,2	50-65	3	120
Vinyl-ester	1,15	70-80	3,5	140
Phénolique	1,2	40-50	3	120-150
Epoxyde	1,1-1,4	50-90	3	120-200

Tableau 2.2: Comparaison des propriétés mécaniques des principaux types de résines [53]

2.3.3. Charges et additifs :

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières ou en réduire le coût. La quantité des charges et additifs ajoutés peut varier de quelques dizaines de %. L'addition de ces produits a pour fonction soit d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques du produit fini, soit d'en faciliter la mise en œuvre.

2.3.4. L'interface renfort matrice :

La zone de contact entre les fibres et la matrice au sein du composite s'appelle l'interface. L'association de fibres très performantes et d'une matrice ayant de bonnes propriétés n'aboutit pas systématiquement à un matériau aux caractéristiques exceptionnelles. Si l'adhésion entre les deux constituants élémentaires est faible, le matériau présente un comportement inférieur.

2.4. Architecture des matériaux composites :

La nature et la forme des composants élémentaires et leur disposition au sein du matériau déterminent plusieurs types de composites et conditionnent leurs différentes propriétés et applications. Les propriétés mécaniques de ces matériaux sont cependant moins remarquables que celles des stratifiés et des sandwiches.

2.4.1. Les monocouches :

Les monocouches ou plis, représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD), à fibres tissées ou à fibres courtes.

2.4.2. Les stratifiés :

Le stratifié est un matériau constitué d'un nombre plus ou moins important de couches élémentaires, appelées plis ou monocouches. La figure 2.5 présente la composition d'un stratifié dit quasi isotrope. Un simple empilement de fibres, fils, tissus imprégnés de résine détermine un stratifié monolithique plan. Employé seul, le terme « stratifié monolithique » s'applique généralement aux constructions planes. La stratification peut être croisée bidirectionnelle, ou tridimensionnelle. Si les tissus utilisés sont de natures différentes, le stratifié est dit hybride [51,54]. Un stratifié possède la symétrie miroir lorsque les couches qui le composent sont identiques de

part et d'autre de son plan moyen. Cette disposition facilite en outre l'obtention de pièces planes au démoulage. La résistance au cisaillement interlaminaire de stratifiés, généralement mauvaise est la source de délaminage.

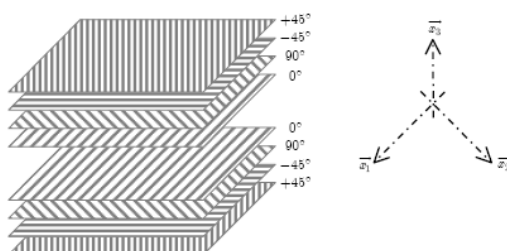


Figure 2.5 : Composition d'un stratifié quasi-isotrope $[45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ]_s$ [40]

2.4.3. Les sandwichs :

La forme la plus simple d'une structure sandwich est définie comme un type de construction à trois couches. Les deux couches extérieures, appelées les faces ou les peaux, sont des couches à la fois minces et résistantes. Elles sont séparées par l'âme, une couche épaisse d'un matériau de faible densité. Les différents éléments sont assemblés par collage (figure 2.6). Grâce à cet assemblage léger, le moment d'inertie de la structure est grand et l'ensemble résiste à des charges en flexion et en flambement importantes. L'âme en nid d'abeilles ressemble beaucoup aux alvéoles des nids d'abeilles que l'on observe dans la nature. Elle est constituée d'un arrangement de cellules en deux dimensions, le plus souvent de forme hexagonale. Les nidas sont légères et possèdent une grande résistance tant mécanique qu'au choc. Comme L'âme supporte les forces de cisaillement, tandis que les peaux sont soumises aux contraintes de compression et de traction (figure 2.7). Elles sont donc utilisées dans les applications pour lesquelles la légèreté associée à la robustesse est très recherchée, voire nécessaires.

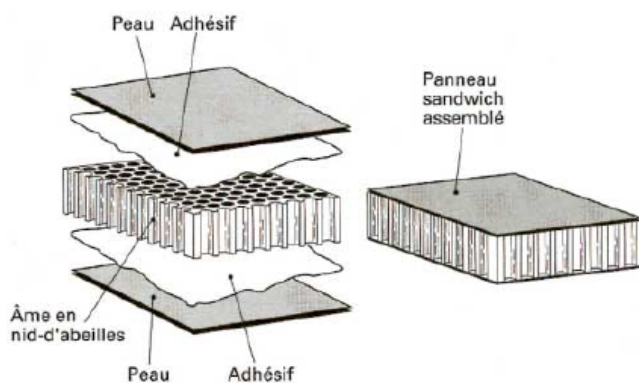


Figure 2.6 : Éléments constitutifs d'un panneau sandwich en nida

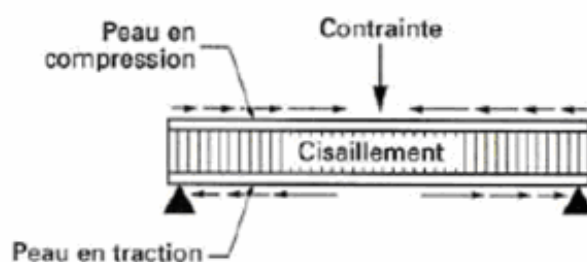


Figure 2.7 : Répartition des contraintes au sein d'un panneau sandwich [55]

2.5. Mise en œuvre des composites :

Une fois que le renfort et la matrice ont été adoptés, il reste à choisir le procédé de fabrication. La nature de la matrice est un des critères de sélection. La forme, la taille et la qualité des pièces à réaliser, l'importance de la série, les cadences de production et les conditions de travail de l'objet sont également prises en compte. Selon la technique retenue, le renfort est employé sous forme de fibres coupées, de nappes de filaments continus, de stratifil ou encore de tissus. La réunion des constituants exige une précision extrême car la bonne disposition des éléments dépend de la qualité des propriétés globales.

La mise en œuvre est une étape délicate qui peut occasionner au sein du matériau l'apparition de micro défauts supplémentaires, préjudiciables au comportement de l'ensemble. Une fois qu'elle est terminée, le renfort et la matrice constituent véritablement un matériau composite. Les procédés de mise en œuvre de matériaux composites nécessitent trois étapes indispensables :

- Une étape d'association : l'imprégnation du renfort par la résine.
- Une étape rhéologique de mise en forme de la pièce.
- Une étape thermique de solidification du matériau

Il existe différents procédés de mise en œuvre des composites mais le plus utilisé est le procédé par moulage [51,53].

2.5.1. Moulage manuel :

Le moulage par contact et la projection sont les deux méthodes de moulage manuel. Ces deux moyens de mise en forme ont en commun l'utilisation d'un moule ouvert. Ce sont les méthodes plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat. Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimensions.

Le procédé consiste à déposer la résine sur le renfort à l'aide du pinceau. Il est également possible de projeter la résine sur le renfort à l'aide d'un pistolet (figure 2.8). Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface (souvent colorée). Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :

- Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau.
- Le renfort est disposé dans le moule.
- Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un débullage est effectué
- Après gélification de la 1ère couche, en procède même pour les autres couches.
- Le démoulage est ensuite effectuée après un temps (10 heures)
- Ensuite en milieu ambiant pendant plusieurs semaines, la polymérisation par étuvage est faite (à 80°C de 5 à 10 heures)
- Enfin la finition de la pièce (ébarbage, ponçage, ...etc.)

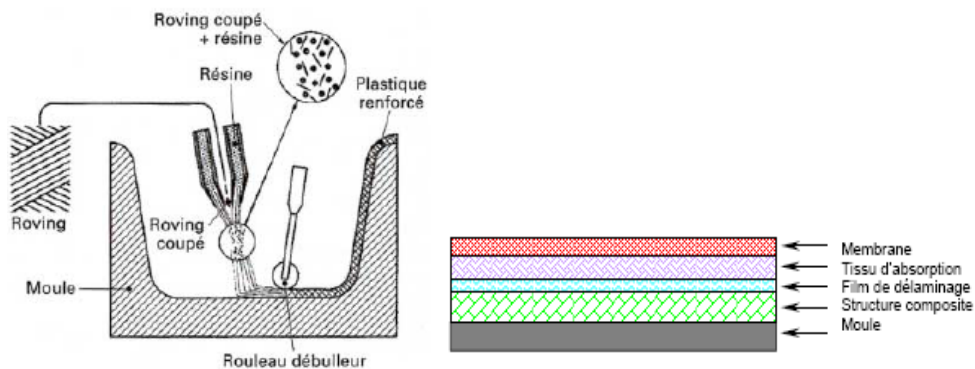


Figure 2.8 : Principe de moulage au contact [55]

2.5.2. Moulage sous vide :

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément du vide et la pression atmosphérique. On dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre moule, recouvert d'une membrane pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre moule poreux qui étale et déboule la résine. Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries, il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air.

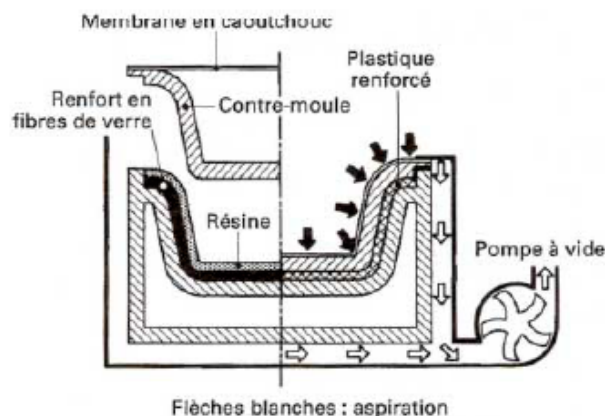


Figure II.9 : Moulage sous vide [55]

2.5.3. Le moulage par compression :

Ce procédé consiste en l'estampage à pression élevée de renforts pré imprégnés SMC (sheet molding compound). Les renforts utilisés sont généralement des fibres courtes ou des mats car l'utilisation de forte pression de compression nécessite la possibilité d'un déplacement relatif des fibres entre elles. Bien que ce procédé automatisable permette la fabrication de géométrie complexe, il reste limité aux pièces non structurales et nécessite un outillage très coûteux. On distingue deux méthodes pour le moulage à compression : moulage par injection de résine et moulage à chaud.

2.6. Applications des composites :

2.6.1-Applications aéronautiques :

En raison de leur haute résistance et de leur haut module spécifique, les matériaux composites ont été attrayants et recommandés pour les applications aéronautiques. Les composites renforcés par des fibres avancées font référence aux fibres à haute résistance et haut module, telles les fibres de carbone et de bore, comparées aux fibres de verre. Le Boeing 767-200 par exemple, utilise une combinaison de carbone, Kevlar, fibre de verre et hybride Kevlar/carbone et fibre de verre/Kevlar incorporées dans une matrice d'époxy. Les ailerons intrados, les volets, la gouverne et les élévons sont en carbone/époxy. Le Kevlar est utilisé pour les conduits du système ECS (contrôle de l'environnement), les revêtements du cargo, les bacs et les appuis d'arrimage, le système de secours, les toilettes, les compartiments, le pylône de carénage du moteur et le carénage du renverseur de poussée, les volets extérieurs de bord d'attaque et le bord de fuite et la protection intérieure des volets [23]. Les composites facilitent et réduisent la maintenance des appareils (par exemple les pales d'hélicoptère en métal doivent être remplacées toutes les 50 heures; celles en composites, après plusieurs mois d'utilisation). L'utilisation des composites s'étend progressivement des pièces de structure secondaire vers des fonctions aux fortes exigences mécaniques. Leur utilisation était limitée aux pièces peu sollicitées mécaniquement: (aérofreins, volets), car les risques de délaminage étaient élevés. Aujourd'hui, ils constituent certaines des pièces principales de la structure : poutres ventrales raidissant le fuselage de l'A 340/600, voilure extrême de l'ATR 72 (8 m de long), tronçon central de l'A380.

2.6.3-Applications en automobile :

L'industrie automobile sera le plus gros utilisateur de composites pour la prochaine décennie d'après des prévisions. En effet, la nécessité de réaliser des économies d'énergie conduit à développer l'allègement des véhicules et des procédés de mise en forme des pièces peu consommateurs d'énergie. La plupart des constructeurs étudient le remplacement des composants métalliques traditionnels par des composites aussi bien pour les pièces de l'habitacle (sièges) que pour celles de carrosseries (capots, hayon, pare-chocs). L'introduction des composites dans l'industrie automobile a été freinée par les difficultés d'automatisation de la production des pièces et de la mise en œuvre des résines, en outre, le prix de certaines fibres, comme celles de carbone, reste encore trop élevés pour permettre leur développement dans ce secteur. En ce qui concerne les matrices, les résines époxydes présentent encore des cycles de mise en œuvre trop importants, alors que les cadences de production des pièces sont de l'ordre de quelques minutes.

2.7. Comportement des matériaux composites :

Pour décrire la loi de comportement d'un matériau donné, la mécanique des milieux continus s'applique au-delà d'une certaine échelle à partir de laquelle le milieu réel est considéré comme continu [51]. Les propriétés, supposées homogènes dans tout le volume considéré, sont représentées par des variables qui définissent l'état thermodynamique du milieu. Lorsqu'un tel milieu subit une déformation ε_{ij} , des contraintes σ_{ij} prennent naissance en son sein. Les contraintes σ_{ij} sont alors reliées aux déformations ε_{ij} par une loi de comportement qui en général est thermoélasto-visco-plastique. Nous traitons ici la partie élastique qui est typiquement la partie instantanément réversible du comportement. Pour cette application, le tenseur infinitésimal de déformations décrit la déformation ε_{ij} d'un **ébranlement** acoustique dans un solide. La contrainte est liée au champ du déplacement u_{kl} , par l'équation de déformation-déplacement. Les déformations internes au solide sont alors représentées par un tenseur d'ordre 2, noté $\bar{\varepsilon}$, et définies par [11] :

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

L'équation basée sur la loi de Hooke, stipule que la contrainte est linéairement proportionnelle à la déformation et vis versa.

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}$$

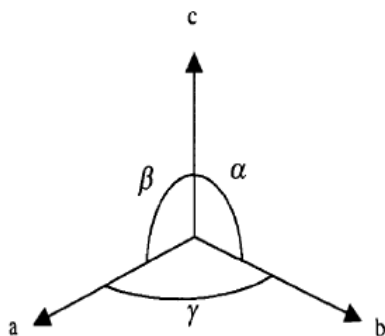
Les éléments du tenseur de rigidité C_{ijkl} sont appelés constantes élastiques. Il s'écrit sous la forme d'une matrice symétrique 6x6 suivantes :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & sym & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix}$$

2.7.1. Anisotropie du comportement élastique : Classes de symétrie

Les propriétés mécaniques macroscopiques des matériaux dépendent de leur microstructure. L'organisation microstructurale, plus ou moins régulière, conduit souvent à une anisotropie au niveau macroscopique, soit en relation à des caractéristiques d'anisotropie du protocole d'élaboration, soit en relation à la microstructure propre du matériau. Cette anisotropie se traduit mécaniquement par une dépendance de la réponse élastique vis-à-vis de la direction de sollicitation. Dans le cas des monocristaux, l'origine de l'anisotropie vient de l'organisation des atomes au sein d'une maille élémentaire. La figure 2.10 décrit la relation entre les axes et les angles des cellules unités dans les milieux anisotropes.

Le tableau 2.3 reprend les sept systèmes cristallins et le nombre de constantes d'élasticité indépendantes, nécessaires à la description de leur comportement élastique. Les trois premières classes de symétrie (triclinique, monoclinique, et orthorhombique) sont considérées comme des systèmes de symétrie typiques les moins représentatifs d'un corps élastique.



Système	Côtés de la maille	Angles	C_{ij}
Triclinique	$a \neq b \neq c$	$\alpha \neq \beta \neq \gamma \neq 90^\circ$	21
Monoclinique	$a \neq b \neq c$	$\alpha = \beta = 90^\circ \neq \gamma$	13
Orthorhombique	$a \neq b \neq c$	$\alpha = \beta = \gamma = 90^\circ$	9
Rhomboédrique	$a = b = c$	$\alpha = \beta = \gamma \neq 90^\circ$	7 - 6
Tétraгонаle	$a = b \neq c$	$\alpha = \beta = \gamma = 90^\circ$	7 - 6
Hexagonale	$a = b \neq c$	$\alpha = \beta = 90^\circ, \gamma = 120^\circ$	5
Cubique	$a = b = c$	$\alpha = \beta = \gamma = 90^\circ$	3
Isotrope			2

Figure 2.10. Relation entre les axes et les angles dans une cellule [56]

Tableau 2.3. Systèmes cristallins [57]

La description de l'organisation microstructurale des matériaux composites est plus délicate. Selon l'arrangement des différentes phases constituantes, le matériau composite présentera ou non une certaine anisotropie à l'échelle macroscopique [57]. On distinguera les anisotropies volontairement introduites des anisotropies résultant de manière incontrôlée de l'élaboration d'un matériau.

Dans le cas particulier des composites unidirectionnels, l'origine de l'anisotropie provient de la présence des fibres de carbone parallèles entre elles. En effet, la vitesse de propagation des ondes élastiques est beaucoup plus grande selon leur direction d'orientation que perpendiculairement. Selon l'arrangement de ces fibres, orientées dans notre cas selon l'axe 1, les composites unidirectionnels présentent différents degrés de symétrie (figure 2.11).

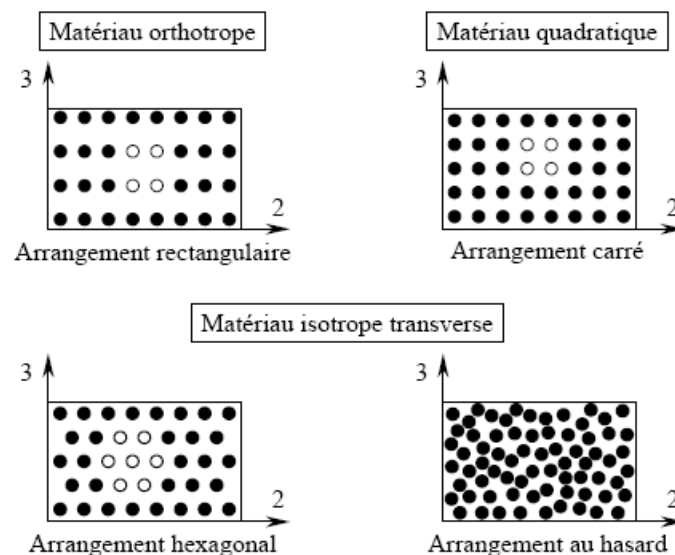


Figure 2.11. Effet de l'arrangement des fibres sur la symétrie [57]

Dans un stratifié, l'origine de l'anisotropie provient de l'orientation des différents plis unidirectionnels empilés et de leurs proportions respectives. Nous verrons que les stratifiés présentent généralement une symétrie « orthotrope ». La symétrie du matériau considéré apparaît dans son tenseur des constantes élastiques C_{ijkl} de dimension (6x6), ce tenseur contient les informations relatives au comportement du matériau sollicité par une onde plane se propageant dans une direction donnée. Le tenseur étant symétrique par rapport à sa diagonale, le nombre de composantes indépendantes s'élève à 21, nombre maximum correspondant au système triclinique. Fort heureusement ce nombre est très souvent réduit, il diminue lorsque le degré de symétrie du matériau augmente.

2.7.1.1. Cas général : le matériau triclinique :

Dans le cas le plus général, la matrice de rigidité et la matrice de souplesse sont déterminées chacune par 21 constantes indépendantes. Ce cas correspond à un matériau ne possédant aucune propriété de symétrie [56]. La figure 2.12 (a) montre un réseau tridimensionnel d'un cristal triclinique et le système de symétrie

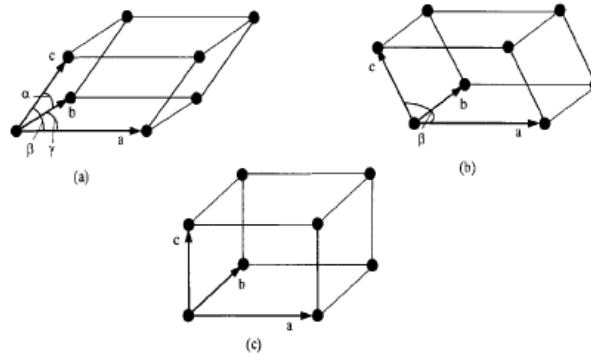


Figure 2.12. Illustration des réseaux tridimensionnels et de système de symétrie cristalline.

(a) : Triclinique ; (b) : Monoclinique ; (c) orthorhombique [56]

2.7.1.2. Matériau monoclinique :

Un cristal monoclinique a un plan de symétrie singulier, le plan contenant les axes $\vec{a}$ et $\vec{c}$ sur la figure 2.13 (b), avec un double axe de symétrie rotationnelle normale à l'axe $\vec{b}$. La forme matricielle des constantes élastiques est :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ & & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & 0 \\ & sym & & & C_{55} & 0 \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix}$$

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est réduit à 13.

2.7.1.3. Matériau orthotrope :

Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, orthogonaux dont les intersections définissent les axes principaux d'orthotropie, [51, 54]. Il est à noter que l'existence de deux plans de symétrie perpendiculaires implique l'existence du troisième : la forme de la matrice de rigidité est donc obtenue en ajoutant au matériau monoclinique un plan de symétrie perpendiculaire au précédent figure 2.12

(c). L'invariance de la matrice dans un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce deuxième plan conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & C_{44} & 0 & 0 \\ & sym & & & C_{55} & 0 \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix}$$

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est réduit à 9.

2.7.1.4. Matériau quasi isotrope transverse:

Ce sont des matériaux orthotropes invariants par rotation de 90° autour d'un axe et d'un seul du repère d'orthotropie. Si la rotation de 90° a lieu autour de l'axe 3, par exemple, les axes 2 et 1 sont équivalents. L'exploitation de cette propriété conduit à :

$$C_{11} = C_{22} \quad C_{13} = C_{23} \quad C_{44} = C_{55}$$

Le matériau ne possède donc plus que 6 constantes indépendantes. Ce cas correspond par exemple à un tissu carbone/époxy si la chaîne du tissu est équivalente à la trame (taffetas ou tissu équilibré). Si les matériaux orthotropes invariants par rotation d'angle quelconque autour d'un des axes du repère d'orthotropie. Le plan perpendiculaire à cet axe est un plan d'isotropie. Le matériau est évidemment quasi isotrope transverse. Ce matériau est caractérisé par cinq modules d'élasticité indépendants si la matrice vérifie les conditions suivantes :

$$C_{11} = C_{22} \quad C_{13} = C_{23} \quad C_{44} = C_{55} \quad C_{66} = \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12})$$

2.7.1.5. Matériau isotrope :

Un matériau est isotrope si ses propriétés sont indépendantes du choix des axes de référence. En conséquence les constantes élastiques vérifient les relations ci-dessous. Cela réduit donc le nombre de constantes indépendantes à deux.

$$C_{11} = C_{22} = C_{33} \quad C_{23} = C_{13} \quad C_{66} = \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12})$$

Compte tenu du nombre réduit de constantes d'élasticité dans cette représentation matricielle, il est préférable d'utiliser soit les coefficients de Lamé λ et

μ , soit les constantes dites de l'ingénieur E , G et ν . Il existe d'ailleurs des relations simples entre ces différentes constantes :

$$\lambda = \frac{\nu E}{(1+\nu)(1-2\nu)} = C_{12} \quad \text{et} \quad \mu = \frac{E}{2(1+\nu)} = C_{66} = G \quad \text{d'où} \quad C_{11} = \lambda + 2\mu$$

$$E = \mu \frac{3\lambda + 2\mu}{\lambda + \mu} \quad \nu = \frac{\lambda}{2(\lambda + \mu)}$$

2.7.2. Endommagement des composites:

L'endommagement est un processus décrivant l'initiation de défauts microscopiques et de leur propagation macroscopique sous l'effet de sollicitations statiques ou cycliques. La progression de l'endommagement se fait selon différents modes indépendants et conduits à une perte de cohésion dans le matériau et par conséquent, à la modification de ses caractéristiques mécaniques. L'étape particulièrement délicate de mise en œuvre du composite, peut engendrer des discontinuités, c'est-à-dire, défauts dans la matrice. Lorsque le matériau est soumis à des forces extérieures, ces discontinuités contribuent à l'initiation de l'endommagement et à une perte de rigidité de l'élément structural. Parmi ces sources, on peut citer : la fissuration et/ou le mauvais alignement des fibres, les porosités dans la résine, la mauvaise adhésion fibre/matrice, les zones riches en résine et les discontinuités géométriques. De plus; le délaminage est un processus de décohésion plane à l'interface de deux couches successives d'un laminé, sous l'effet de contraintes inter laminaires. A cause des contraintes très élevées aux bords libres, le délaminage est considéré comme le phénomène d'endommagement le plus diffus dans les structures composites et celui qui affecte le plus leur intégrité structurale et leur durée de vie [51,58,59].

2.7.2.1. Des défauts initiaux à la création de défauts:

L'hétérogénéité et l'anisotropie des matériaux stratifiés constitués d'une séquence d'empilement de couches imprégnées de résine qui leur assurent d'excellentes propriétés sont aussi à l'origine de leur capacité à abriter de nombreux défauts sans perte importante de propriétés mécaniques. Au-delà des modes d'endommagement très complexes à l'échelle microscopique, deux lieux privilégiés de coalescence de défauts sont significatifs à l'échelle macroscopique ou structurelle: en premier lieu, la coalescence interlaminaire qui conduit au processus de séparation de deux couches

selon un plan donné ou délaminage. Ce type d'endommagement dépend de la nature des constituants, de l'architecture des couches et du mode de sollicitation mécanique imposée. Le délaminage, qui apparaît après la phase d'endommagement intralaminare, commence souvent sur les bords avant de s'étendre sur toute l'éprouvette. Il correspond à une fissuration qui a tendance à séparer les plis ou couche du composite. En second lieu, la coalescence transverse, conduisant à la rupture des couches (matrice et fibres) dans le sens transverse (figure 2.13).

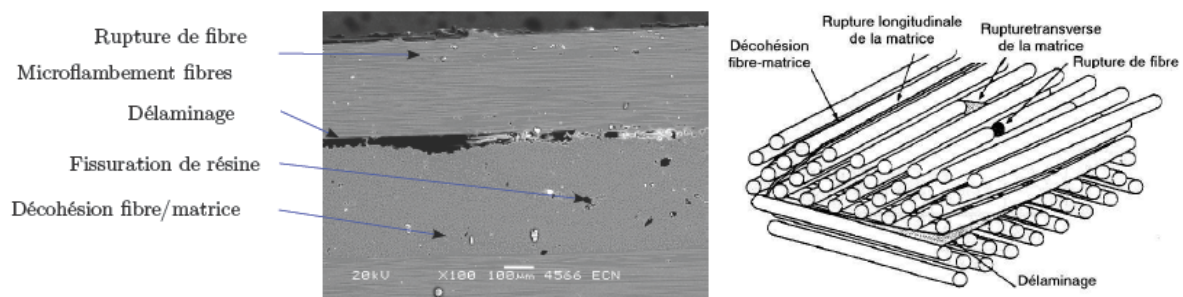


Figure 2.13. Mécanismes d'endommagement observés dans un composite [51]

Parmi les nombreuses causes imprévues possibles entraînant l'amorçage du délaminage, les plus fréquentes sont notamment: les effets de bord, les chocs, chutes d'outils pendant l'assemblage et l'oubli d'un morceau de film protecteur entre deux plis de pré imprégné.

2.7.2.2. Fatigue des matériaux composites :

La fatigue est la réponse du matériau à une sollicitation cyclique ou variable dans le temps en contraintes ou en déplacements. La durée de vie en fatigue pour un même matériau dépend du niveau de contraintes, de l'histoire du chargement, de l'hygrothermie. Usuellement, les essais de fatigue sont réalisés au moyen de cycles sinusoïdaux, ce qui limite la description du chargement de fatigue à l'expression de trois paramètres. D'un point de vue général, pour une grande majorité de matériaux composites renforcés de fibres, la dégradation des propriétés élastiques en fatigue peut être divisée en trois stades.

- Une phase d'initiation (stade I) caractérisée par une décroissance rapide de la rigidité, causée principalement par la fissuration transversale de la matrice.
- Une phase de propagation, (stade II) au cours de laquelle la réduction de la rigidité s'accroît de façon quasi-linéaire par rapport au nombre de cycles.

- Une phase terminale (stade III) où la perte de rigidité augmente de façon brutale et conduit à la rupture. A ce dernier stade, les ruptures locales initiales de fibres conduisent à la rupture de mèches entières par coalescence des défauts créés.

2.7.2.3. Endommagement dans les plaques sandwich :

Les structures sandwich sont, tout comme les composites en carbone époxy, sensibles aux impacts. Un impact haute vitesse produit en général un endommagement localisé très important facilement reconnaissable par une simple inspection visuelle. Un impact basse vitesse qui peut typiquement résulter d'une projection de gravillons au décollage ou à l'atterrissage, induit un endommagement dont le profil et l'étendue sont directement liés aux conditions d'impact. Cet endommagement peut être simulé par des impacts basse vitesse en utilisant des impacteurs hémisphériques provoquant de fortes concentrations de contraintes. Ce type de choc entraîne des déformations élastiques supérieures aux déformations à rupture dans le matériau entraînant un endommagement local sous le point d'impact. Cet endommagement n'est pas forcément visible depuis la surface. La structure peut en effet posséder un revêtement. De même l'endommagement visible depuis la surface du composite ne rend pas compte de la gravité du dommage dans l'épaisseur d'une structure sandwich. Les endommagements présentent des décohésions internes qui, si elles se propagent, peuvent conduire à la ruine de la structure. Il existe sept différents modes de dégradations d'une plaque sandwich (figure 2.14) [39.60]

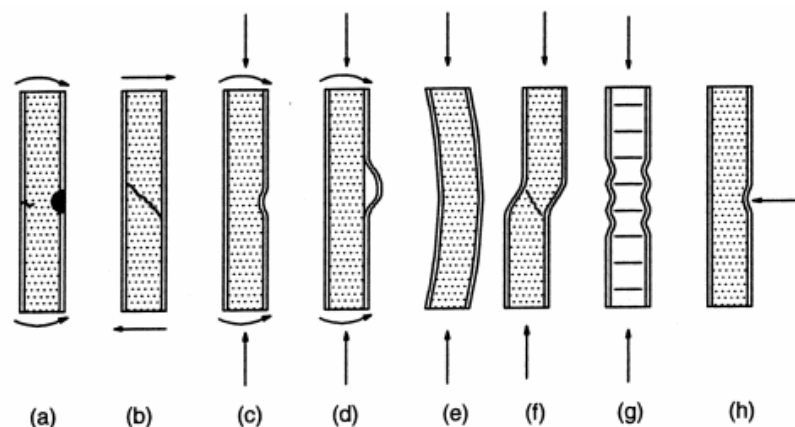


Figure 2.14. Mode d'endommagement dans le sandwich ; (a) fracture des peaux (b) rupture en cisaillement (c) enfoncement de la peau (e-d) déformation plastique des peaux (f-g) rupture en compression (h) indentation locale [60]

Conclusion :

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils occupent une place très importante dans la réalisation de nombreuses structures comme les transports terrestres, ferroviaires, maritimes ou aériens. Obtenus par association d'un renfort extrêmement rigide et d'une matrice permettant de transférer les efforts au renfort, ils permettent de constituer des matériaux structurels offrant de très bonnes propriétés mécaniques pour de faibles masses volumiques. Ces qualités, l'amélioration des procédés de mise en forme, mais également la meilleure connaissance de leur comportement thermomécanique expliquent largement leur essor.

L'hétérogénéité et la complexité de la nature des matériaux composite sont des paramètres majeurs à apprendre en considération lors de l'exploitation de ces matériaux. Le comportement des matériaux composites du point de vue de durée de vie demeure difficile à prédire. Leur comportement à long terme est d'autant plus aléatoire qu'ils sont soumis à des contraintes mécaniques extérieures ou exposés à de hautes températures. Le contrôle des propriétés et de la qualité d'un matériau composite présente un caractère spécifique dans la mesure où il ne peut être une simple transposition des méthodes utilisées en métallurgie. En effet, la caractérisation et la détection des défauts dans les structures en composite sont deux paramètres à vérifier avant l'exploitation et au cours de leur service.

CHAPITRE 3

PROPAGATION DES ONDES DE LAMB DANS DES MATERIAUX ANISOTROPES

Introduction :

Dans un solide infini, une onde élastique longitudinale ou transversale de volume peut se propager. Si ce solide est limité par une surface libre, l'onde va interagir avec cette frontière. Une réflexion de l'onde de volume va donc se produire et des conversions de modes longitudinaux en modes transversaux apparaîtront, et réciproquement. Dès lors, si le solide possède une surface plane, une onde peut être guidée par la surface du solide semi-infini. Cette onde est l'onde de Rayleigh (qui n'est guidée que par une surface), connue et utilisée depuis longtemps. Dans le cas d'une plaque placée dans le vide, les différentes réflexions sur les deux faces du solide donnent naissance à des ondes guidées. Ces ondes portent le nom de celui qui les a découvertes en 1917 c'est-à-dire Sir Horace Lamb [11,41].

Dans le premier chapitre, nous avons décrit les nombreux avantages des ondes de Lamb qui ont fait de ces ondes guidées les intermédiaires principaux de nombreux développements récents en matière de contrôle de l'état de santé de structures.

La plupart des structures de grande taille dignes de voir un système de contrôle de santé s'y intégrer se présentent sous la forme de plaques minces, qui sont le siège naturel d'établissement des modes de Lamb. De plus, ces ondes ont la particularité avantageuse d'interroger la totalité de l'épaisseur de leur milieu de propagation sans pour autant subir une atténuation aussi importante que les ondes de volume. Enfin, la variété de modes disponibles laisse espérer de la part d'un système basé sur ce type d'ondes une bonne sensibilité à de multiples types d'endommagement.

Cependant, la présence simultanée de plusieurs modes guidés à l'intérieur de la structure à tester peut poser des problèmes d'interprétation des signaux observés ; nous verrons par ailleurs que ces ondes sont dispersives. En conséquence, la vitesse de propagation et le nombre des modes présents dans la plaque dépendent de la fréquence de travail imposée par l'expérimentateur. L'utilisation convenable de

ce type d'ondes requiert donc la connaissance précise de leurs lois de dispersion, qui sont intimement liées aux propriétés élastiques des milieux de propagation (anisotropie, hétérogénéité, etc.).

Dans ce chapitre, nous allons aborder l'étude des ondes guidées se propageant dans une plaque placée dans le vide. Nous commencerons par rappeler les équations de dispersion des ondes de Lamb dans une plaque libre d'un solide homogène et isotrope, puis nous nous appliquerons à établir les équations de dispersion des ondes de Lamb généralisées dans le cas des matériaux anisotropes.

3.1. Rappels d'élasticité :

Dans ce paragraphe sont présentées des notions de base concernant la propagation acoustique dans les milieux solides infinis constitués d'un matériau purement élastique. Ainsi, après l'introduction des notions de déplacement, de vitesse, de déformation et de contrainte, les lois de comportements du milieu et les équations en régime dynamique seront présentées. Dans toute la suite du document, les conditions de déformations planes sont appliquées et les modèles exposés sont bidimensionnels.

3.1.1. Les vecteurs déplacements et vitesse :

Dans un solide déformable, en état non déformé, la position d'un point M est définie dans un repère orthonormé $(O, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$ par le vecteur position :

$$OM = x_1 \cdot \mathbf{x}_1 + x_2 \cdot \mathbf{x}_2 \quad (3.1)$$

Sous l'effet de forces extérieures, le solide se déforme et le point M se déplace en M' , et le vecteur déplacement est noté $\vec{u}(M) = \overrightarrow{MM'}$. Le vecteur vitesse, noté $\vec{v}$, correspond à la dérivée temporelle du vecteur $\vec{u}$. Ces deux vecteurs dépendent des deux coordonnées, x_1 et x_2 , du point considéré.

3.2.2. Le tenseur des déformations :

Les déformations internes au solide sont représentées par un tenseur d'ordre 2, noté $\bar{\varepsilon}$, et définies par [11] :

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right) \quad (3.2)$$

où la notation d'Einstein est utilisée. Cependant, dans le cadre de l'acoustique linéaire, les phénomènes physiques étudiés dans la suite du document ne produisent que de faibles déplacements à l'intérieur des matériaux. De ce fait, les déformations engendrées sont faibles. Le terme du second ordre de l'équation (3.2) est alors négligeable devant les termes du premier ordre. Le tenseur des déformations s'écrit alors :

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.3)$$

3.1.3. Le tenseur des contraintes :

Lorsque des déformations se produisent dans le solide, elles créent des tensions mécaniques appelées contraintes. Celles-ci tendent à ramener le solide dans son état initial. La figure 3.1 représente un élément cubique du solide, dont les faces $\Delta S_k \perp x_k$ sont orientées selon les axes du repère orthonormé (O, x_1, x_2) . ΔS_k subit par la matière située du côté des x_k croissants une force $\Delta F = \Delta F_i x_i$. La contrainte σ_{ik} est alors définie de la façon suivante :

$$\sigma_{ik} = \lim_{\Delta S_k \rightarrow 0} \left(\frac{\Delta F_i}{\Delta S_k} \right) \quad (3.4)$$

Autrement dit, σ_{ik} est la composante selon l'axe x_i de la force agissant sur la surface perpendiculaire à l'axe x_k . Les quantités scalaires σ_{ik} forment un tenseur d'ordre 2 appelé tenseur des contraintes σ . En vertu de l'équilibre des moments des forces exercées sur l'élément de volume, ce tenseur est symétrique. Il ne contient donc que 3 composantes indépendantes permettant de définir l'état de contrainte du matériau.

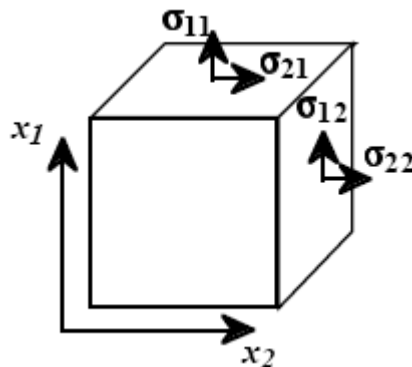


Figure 3.1 : Contraintes appliquées sur un élément de volume [24].

3.1.4. Relations entre contraintes et déformations : la loi de Hooke

Dans un milieu solide, les propriétés mécaniques du matériau permettent de relier les champs de contrainte et de déformation par des lois appelées lois de comportement. Dans l'hypothèse des petites déformations, ces relations se linéarisent et conduisent à la loi de Hooke :

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}, \quad \text{avec} \quad C_{ijkl} = \left(\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \varepsilon_{kl}} \right)_{\varepsilon_{kl}=0} \quad (3.5)$$

Compte tenu des relations (3.3) et (3.5) et des propriétés de symétrie du tenseur C_{ijkl} , la loi de Hooke peut aussi s'écrire :

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \frac{\partial u_l}{\partial x_k} \quad (3.6)$$

Cette relation peut s'écrire sous la forme matricielle :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & sym & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$

Il en résulte que la matrice 6×6 des composantes C_{ijkl} forme le tenseur des rigidités élastiques, appelées aussi constantes de raideurs ou constantes d'élasticité. C est un tenseur d'ordre 4 qui possède dans le cas le plus général 21 composantes indépendantes. Comme les tenseurs de déformation et de contrainte, le tenseur des rigidités est symétrique. Il représente donc un system cristallin de type triclinique, c'est-à-dire ne possédant pas de symétrie particulière hormis la symétrie centrale.

Il est alors possible d'utiliser des notations contractées et la loi de Hooke devient :

$$\sigma_\alpha = C_{\alpha\beta} \varepsilon_\beta \quad (3.7)$$

avec les correspondances suivantes :

$$(11) \leftrightarrow 1 ; (22) \leftrightarrow 2 ; (33) \leftrightarrow 3 ; (23) = (32) \leftrightarrow 4 ; (13) = (31) \leftrightarrow 5 ; \\ (12) = (21) \leftrightarrow 6 ;$$

3.1.5. Elasticité dynamique : équation de propagation :

L'écriture de l'équation de propagation des ondes élastiques dans un solide illimité permet d'en déduire les caractéristiques en matière de vitesse de phase et de polarisation. L'action de la pesanteur étant négligée, la relation fondamentale de la dynamique, appliquée à un petit élément de volume de masse volumique ρ , s'écrit

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \quad i, j, k, l = 1.2.3 \quad (3.8)$$

La substitution de l'expression (3.6), dans la relation fondamentale de la dynamique (3.8) permet d'obtenir l'équation de propagation pour les petits déplacements

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = C_{ijkl} \frac{\partial^2 u_l}{\partial x_j \partial x_k} \quad i, j, k, l = 1.2.3 \quad (3.9)$$

Cette dernière expression constitue l'équation de propagation dans le milieu considéré. Ses solutions peuvent être cherchées sous la forme d'ondes planes, de pulsation $\omega = 2\pi f$ où f est la fréquence, se propageant à la vitesse de phase V selon la direction définie par un vecteur unitaire $n(n_1, n_2)$. Les composantes du déplacement particulaire sont donc de forme :

$$u_i(t, x) = A P_i \cdot e^{i\omega \left(t - \frac{n \cdot x}{V} \right)} \quad (3.10)$$

x est le vecteur position, A est l'amplitude des déplacements et P_i , appelée polarisation de l'onde, est la composante du vecteur déplacement des particules. V est la vitesse de phase de l'onde se propageant dans la direction n . La substitution de l'expression dans l'équation (3.9) permet d'aboutir au système d'équations de Christoffel :

$$\rho V^2 P_i = C_{ijkl} \cdot n_j n_k \cdot P_l \quad (3.11)$$

Pour devenir l'équation de Christoffel [42-8]:

$$\rho V^2 P_i = \Gamma_{il} \cdot P_l \quad (3.12)$$

où l'on a posé $\Gamma_{il} = C_{ijkl} \cdot n_j n_k$ appelé tenseur de Christoffel. C'est un tenseur d'ordre 2, symétrique en raison des propriétés de symétrie du tenseur élastique. L'équation de Christoffel montre que la polarisation P_i est un vecteur propre du tenseur Γ_{il} avec comme valeur propre $\gamma = \rho V^2$. En milieu infini isotrope, pour une

direction de propagation donnée, il existe donc trois solutions propres de l'équation de propagation. Elles sont :

- Une onde Quasi-longitudinale dont la polarisation est parallèle à la direction de propagation de l'onde. Cette onde est aussi appelée onde de compression.
- Deux ondes Quasi-transversales dont les polarisations sont perpendiculaires à la direction de propagation des fronts d'ondes. Elles sont aussi appelées ondes de cisaillement.

Les trois valeurs des vitesses de phase, en général distinctes, sont les racines d'un polynôme défini par l'annulation du déterminant suivant :

$$\det[\Gamma_{il} - \rho V^2 \delta_{il}] = 0 \quad \delta_{il}|_{i=l} = 1, \delta_{il}|_{i \neq l} = 0 \quad (3.13)$$

δ_{il} est le symbole de Kronecker.

Ces trois ondes possèdent des polarisations qui sont orthogonales, et elles peuvent se propager dans la même direction de propagation avec des vitesses différentes. Dans les matériaux anisotropes, ces trois ondes possèdent des polarisations qui ne sont plus parallèles ou orthogonales aux directions de propagation des ondes. Elles sont alors appelées ondes quasi longitudinales ou quasi-transversales.

3.2. Ondes de Lamb dans les matériaux homogènes isotropes :

3.2.1. Ondes guidées : courbes de dispersion :

Dès lors que le milieu de propagation des ondes élastiques n'est pas illimité, les solutions de l'équation du mouvement doivent aussi satisfaire des conditions aux limites mécaniques. La première approche théorique des ondes se propageant sur la surface libre d'un solide élastique semi-infini fut exposée par Rayleigh en 1885. Dans le cas d'un solide homogène isotrope, l'onde de surface aussi appelée onde de Rayleigh [11,12] est polarisée elliptiquement dans le plan sagittal et son amplitude s'atténue sur quelques longueurs d'ondes dans la profondeur du milieu. Si l'on considère un milieu d'épaisseur finie (cas d'une plaque dans le vide) deux ondes de surface peuvent se propager sans interagir sur chacune des interfaces libres tant que l'épaisseur de la plaque est grande devant la longueur d'onde λ . Lorsque l'épaisseur de la plaque est du même ordre de grandeur que λ , Lamb [41] mit en évidence en 1917 les ondes résultant du couplage des différentes ondes partielles aux interfaces solide/vide dans un matériau homogène isotrope. Ces ondes de

plaque, dites ondes de Lamb, sont dispersives et ont la particularité de mettre en mouvement la totalité de l'épaisseur de la plaque. Il existe deux types de modes guidés distincts : les modes symétriques et antisymétriques. Les ondes de plaque s'établissent donc comme la superposition d'une série discrète de modes guidés. Le guide d'onde confère leur caractère dispersif aux modes de Lamb.

La méthode choisie pour caractériser la propagation de ces ondes guidées, consiste dans une première étape, à déterminer les courbes de dispersion qui définissent la relation entre la pulsation et le vecteur d'onde de ces modes puis, dans une seconde étape, à déterminer leur forme dans l'épaisseur de la plaque.

3.2.2. Équations de Rayleigh-Lamb :

Afin d'établir les courbes de dispersion des ondes de Lamb dans une plaque mince de matériau homogène isotrope, différents formalismes ont déjà été développés. Après Lamb [41], Viktorov [11] décompose le champ acoustique de déplacement à l'intérieur du milieu de propagation comme la somme du gradient d'un potentiel scalaire Φ , et du rotationnel d'un potentiel vecteur $\vec{\Psi} : \vec{u} = \vec{\nabla}\Phi + \vec{\nabla}\wedge\vec{\Psi}$

Nous reprenons cette méthode dite des potentiels pour l'étude des modes guidés dans une plaque homogène et isotrope. La plaque étudiée est infiniment étendue dans les directions 1 et 2, et d'épaisseur finie d suivant 3 (figure 3-2). On considérera la propagation d'une onde plane suivant la direction 1.

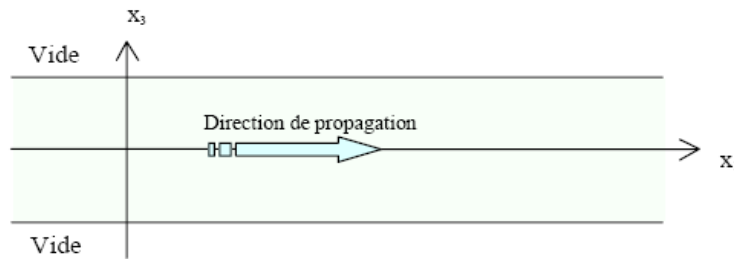


Figure 3-2. Plaque homogène isotrope : axes de référence

Les potentiels sont invariants par translation dans la direction 2, donc toutes les grandeurs physiques ont des dérivées partielles nulles par rapport à la variable x_2 . Les potentiels scalaires et vecteurs ont donc les formes suivantes:

$$\begin{aligned}\Phi &= \phi(x_3)e^{i(kx_1 - \omega t)} \\ \vec{\Psi} &= \vec{\psi}(x_3)e^{i(kx_1 - \omega t)}\end{aligned}\tag{3.14}$$

Par la suite on omettra le terme de phase $e^{i(kx_1 - \omega t)}$ pour ne s'intéresser qu'aux variations des amplitudes $\phi, \psi_1, \psi_2, \psi_3$ des potentiels représentatifs du déplacement particulaire. Pour l'onde se propageant avec un nombre d'onde k à la pulsation ω , les composantes du déplacement sont donc :

$$u_1 = ik\phi - \frac{\partial \psi_2}{\partial x_3}, \quad u_3 = ik\psi_2 - \frac{\partial \phi}{\partial x_3}, \quad u_2 = -ik\psi_3 + \frac{\partial \psi_1}{\partial x_3} \quad (3.15)$$

On remarque que les deux premières équations de (3-15) sont couplées et ne dépendent que des potentiels scalaires ϕ et ψ . Elles décrivent l'onde de Lamb qui ne possède que des composantes u_1 et u_3 non nulles (elle est polarisée dans le plan sagittal). La troisième équation est indépendante et décrit l'onde transversale polarisée suivant x_2 i.e. horizontalement. On l'appelle onde TH et dans ce cas il y a découplage de sa vibration et de celle de l'onde de Lamb.

Dans la suite, on s'intéresse uniquement à l'onde de Lamb. En substituant l'écriture (3-14) du déplacement $\vec{u}$ dans l'équation de propagation (3-9), on obtient les équations suivantes :

$$C_{11}\nabla^2\phi - \rho\frac{\partial^2\phi}{\partial t^2} = 0, \quad C_{55}\nabla^2\psi_2 - \rho\frac{\partial^2\psi_2}{\partial t^2} = 0 \quad (3.16)$$

On appelle $k_L = \omega\sqrt{\frac{\rho}{C_{11}}} = \frac{\omega}{V_L}$ et $k_T = \omega\sqrt{\frac{\rho}{C_{55}}} = \frac{\omega}{V_T}$ les nombres d'onde des ondes planes longitudinales et transversales. Dans ces équations, V_L et V_T désignent respectivement les vitesses de phase des ondes homogènes longitudinale et transversale. Ces vitesses peuvent s'écrire en fonction de la masse volumique ρ du solide et des coefficients de Lamé λ et μ :

$$V_L = \sqrt{\frac{\lambda + 2\mu}{\rho}}, \quad V_T = \sqrt{\frac{\mu}{\rho}} \quad (3.17)$$

En posant $P^2 = k_L^2 - k^2$ et $q^2 = k_T^2 - k^2$ les équations (3-16) se simplifient sous la

$$\text{forme :} \quad \frac{\partial^2\phi}{\partial x_3^2} + P^2\phi = 0 \quad \frac{\partial^2\psi_2}{\partial x_3^2} + q^2\psi_2 = 0 \quad (3.18)$$

Les potentielles solutions de ces équations de propagation doivent satisfaire les conditions aux limites d'annulation des contraintes normales et tangentielles sur les

$$\text{surfaces libres :} \quad \sigma_{33}(x_3 = \pm \frac{d}{2}) = \sigma_{13}(x_3 = \pm \frac{d}{2}) = 0 \quad (3.19)$$

Sous ces conditions, on obtient les solutions suivantes :

$$\begin{aligned}\phi &= B \cos(px_3 + \xi) \\ \psi_2 &= A \sin(qx_3 + \xi)\end{aligned}\quad (3.20)$$

$$\text{Avec } \xi = 0 \text{ ou } \frac{\pi}{2}$$

Les valeurs du paramètre ξ sont imposées par les conditions aux limites. Pour une valeur de ξ donnée, les parités des potentiels ϕ et ψ_2 en fonction de x_3 sont opposées. De plus, pour chacune des valeurs de ξ , la substitution des expressions (3-20) dans les équations aux limites (3-19) donne un système linéaire de deux équations aux inconnues A et B . Ce système admet des solutions non identiquement nulles si et seulement si son déterminant s'annule, ce qui conduit à l'équation de dispersion de l'onde de Lamb :

$$(k^2 - q^2)^2 \tan(q \frac{d}{2} + \xi) + 4k^2 pq \tan(p \frac{d}{2} + \xi) = 0 \quad (3.21)$$

On peut aisément vérifier que dans le cas où ξ est nul, la composante u_1 (resp. u_3) du déplacement est une fonction paire (resp. impaire) de x_3 . Il s'agit donc d'un mode symétrique ou encore mode de compression (figure 3-3a). A contrario, dans le cas où ξ vaut $\pi/2$, $u_1(x_3)$ est impaire alors que $u_3(x_3)$ est paire. Il s'agit d'un mode antisymétrique, encore appelé mode de flexion (figure 3-3b).



Figure 3-3. Modes de Lamb symétrique (a) et antisymétrique (b) matériau homogène isotrope [61].

En réécrivant l'équation (3-21) pour chacune des valeurs de x , on obtient donc les équations de dispersion des modes symétriques ($\xi=0$) antisymétriques ($\xi=\pi/2$)

$$\begin{aligned}(k^2 - q^2)^2 \tan(q \frac{d}{2}) + 4k^2 pq \tan(p \frac{d}{2}) &= 0 & \text{(sym)} \\ (k^2 - q^2)^2 \cot(q \frac{d}{2}) + 4k^2 pq \cot(p \frac{d}{2}) &= 0 & \text{(asym)}\end{aligned}\quad (3.22)$$

La résolution de ces équations de dispersion permet d'obtenir les nombres d'ondes des modes symétriques et antisymétriques en fonction des paramètres élastiques C_{11} et C_{55} contenus dans les quantités p et q , et de l'épaisseur d de la plaque. Ceci n'est analytiquement possible que dans les domaines asymptotiques où ω tend vers zéro ou l'infini. Généralement, on résout ces équations numériquement afin de tracer l'évolution du nombre d'onde k en fonction de la pulsation ω ou plus couramment celle de la vitesse de phase V_p en fonction du produit fréquence-épaisseur fd . En effet, les racines des équations (3.22) sont directement reliées aux vitesses de phase et aux vitesses de groupe des modes de Lamb et peuvent être injectées dans les expressions des champs de déplacement et de contrainte.

3.2.3. Modes propagatifs :

Les modes de Lamb propagatifs correspondent aux solutions réelles des équations de dispersion (3-22). Les lenteurs de phase connues, il est possible de reconstruire les courbes de dispersion correspondant à l'évolution d'une caractéristique de l'onde (nombre d'onde, vitesse de phase, vitesse de groupe, ...) en fonction du produit fréquence-épaisseur.

3.2.3.1. Nombres d'onde :

Les courbes suivantes donnent l'évolution en fonction du produit $f.d$ des nombres d'ondes des modes propagatifs dans une plaque d'aluminium : $k_1 = F(f.d)$.

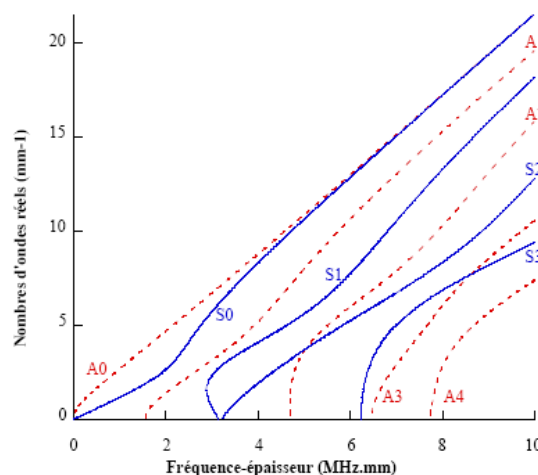


Figure 3.4 : Nombres d'onde réels des modes de Lamb propagatifs dans une plaque d'aluminium, modes symétriques (—) et modes antisymétriques (---) [24].

En effet, les nombres d'ondes sont positifs, la direction de propagation est donc x_1 . Une courbe représente l'évolution, en fonction du produit fréquence épaisseur, du

nombre d'onde d'un mode de Lamb particulier. Il est important de noter que certains modes n'apparaissent qu'à partir d'un certain produit fd , appelée fréquence coupure. En dessous de ce produit, ces ondes n'existent plus en tant que mode propagatif.

3.2.3.2. Vitesses de phase :

La vitesse de phase correspond à la vitesse de propagation des fronts d'ondes de fréquence donnée, à l'intérieur d'un paquet d'ondes. Elle est donnée selon la direction de propagation x_1 par :

$$V_1 = \frac{1}{S_1} = \frac{\omega}{k_1} \quad \text{où } k \text{ est le vecteur nombre d'onde, } \omega \text{ est la pulsation.}$$

3.2.3.3 Vitesses de groupe :

La vitesse de groupe est la vitesse à laquelle se propage, le long de la plaque, un paquet d'ondes de pulsation centrale ω . Elle correspond aussi à la vitesse de propagation de l'énergie transportée par l'onde le long de la plaque. Elle est donnée

par la relation : $V_g = \frac{\partial \omega}{\partial k_1}$ où $V_g = (V - \lambda) \frac{\partial V}{\partial \lambda}$

λ , étant la longueur d'onde et V la vitesse de phase. Écrivons V_g en fonction du

produit fd avec $f = \frac{V}{\lambda}$ donc $V_g = \frac{V^2}{V - (fd)} \frac{\partial V}{\partial (fd)}$ (3.23)

La relation (3.23) facilite le calcul direct de la vitesse de groupe ainsi que le tracé de la courbe représentant, l'évolution de la vitesse de groupe en fonction du fd .

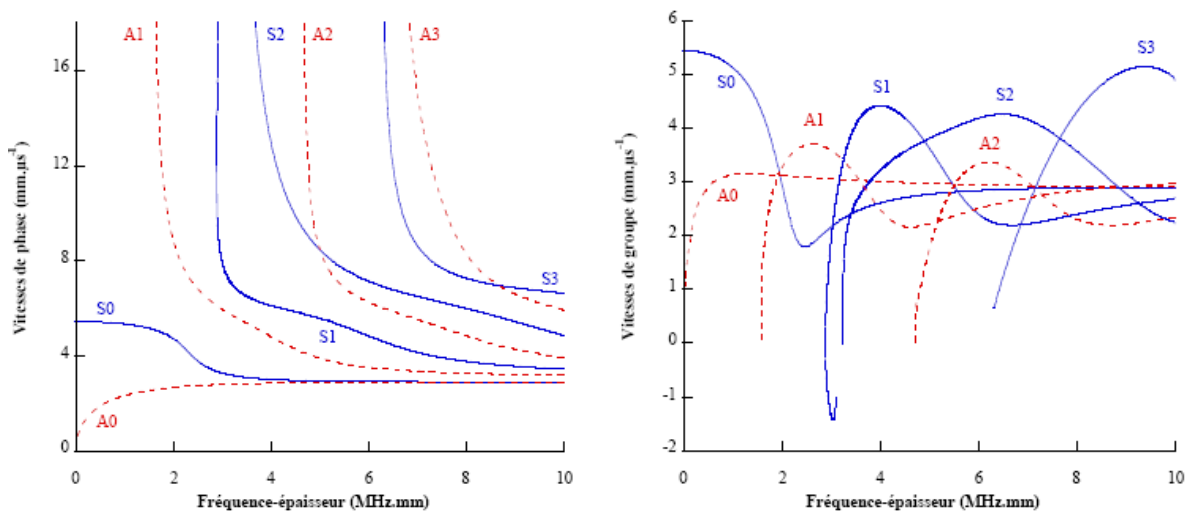


Figure 3.5 : Vitesses de phase et vitesses de groupe des modes de Lamb propagatifs dans une plaque d'aluminium, modes symétriques (—) modes antisymétriques (---) [24].

Lorsque la vitesse de groupe est constante avec le produit fréquence épaisseur, l'onde est dite non dispersive en amplitude. Le paquet d'onde se propage alors « sans déformation temporelle » le long de la plaque. Au contraire, lorsque l'onde est dispersive, le paquet d'onde se propage en « s'étalant » temporellement. Progressivement, les ondes dont la vitesse de groupe est faible vont être distancées par les ondes plus rapides.

3.2.3.4. Modes d'ordre zéro :

Les modes d'ordre zéro symétrique (S_0) et antisymétrique (A_0) sont les seuls modes propagatifs correspondent aux solutions réelles des équations de dispersion, lorsque le produit fréquence épaisseur fd tend vers 0 (figure 3-5). Ces modes n'ont pas de fréquence de coupure : ils existent quelle que soit la fréquence de travail choisie. Si on effectue un développement limité au premier ordre de l'équation de dispersion (3-23) pour $\xi=0$ (mode S_0), on obtient :

$$k_s^2 = \frac{1}{4} \cdot \frac{k_T^4}{k_T^2 - k_L^2} \quad (3.24)$$

et la vitesse de phase du mode S_0 , constante au voisinage de $fd=0$, prend la valeur V_{PL} dite "vitesse de plaque" :

$$V_{PL} = 2V_T \sqrt{1 - \left(\frac{V_T}{V_L}\right)^2} = \sqrt{\frac{C_{11}}{\rho} - \frac{C_{13}^2/C_{11}}{\rho}} \quad (3.25)$$

Le mode S_0 présente donc un plateau non dispersif dans le domaine des faibles produits fd (figure 3-5). De plus, le calcul des composantes du déplacement $\vec{u}$ à l'aide des relations (3.15) et (3.20) montre que la composante longitudinale u_{1s} est très grande devant la composante transversale u_{3s} . Nous sommes en présence d'un mode presque purement longitudinal, mais se propageant avec une vitesse inférieure à $V_L = \sqrt{C_{11}/\rho}$, la vitesse du mode longitudinal en milieu illimité. Pour $\xi = \pi/2$ (A_0), le développement limité de l'équation (3.21) donne :

$$k_a^4 = \frac{3}{d^2} \cdot \frac{k_T^4}{k_T^2 - k_L^2} \quad (3.26)$$

et la vitesse de phase V_a du mode A_0 est fonction du produit fd :

$$(V_a)_{f \cdot d \rightarrow 0} = \sqrt{\frac{\pi}{\sqrt{3}}} V_{PL} \cdot \sqrt{f \cdot d} \quad (3.27)$$

La vitesse de groupe est proportionnelle à $k \cdot d$

$$V_g = \frac{\partial \omega}{\partial k} \cong \frac{V_{PL}}{\sqrt{3}} k.d \quad (3.28)$$

Comme nous avons vu précédemment que la vitesse de phase V_{PL} est une constante dans le domaine des faibles produits fréquence-épaisseur, le mode A_0 est dispersif et sa vitesse de phase dans ce même domaine est proportionnelle à la racine carrée de fd . A la limite asymptotique des grands produits fd , les vitesses de phases des modes A_0 et S_0 convergent vers la vitesse des ondes de Rayleigh V_R , qui est légèrement inférieure à la vitesse transversale V_T .

3.2.3.5. Modes d'ordres supérieurs :

Les conditions aux limites (3.19) sur les contraintes normale et tangentielle imposent l'apparition des fréquences de coupure f_c des modes d'ordres supérieurs (figure 3-5). Lorsque le produit fd d'un mode de Lamb atteint la valeur critique $f_c d$, il y a établissement d'une onde stationnaire ($k_c = 0$) purement longitudinale ou purement transversale. En dessous de $f_c d$, le nombre d'onde devient imaginaire pur et l'on est alors en présence d'un mode évanescent, qui ne se propage pas. On observe seulement un déplacement en phase de la plaque dont l'amplitude décroît exponentiellement des parois vers l'intérieur du solide. Pour les modes symétriques, on détermine les fréquences de coupure suivantes :

$$\begin{aligned} S_{2n} &: f_c d = n \cdot V_T & n = 1, 2, 3, \dots \\ S_{2n+1} &: f_c d = \left(\frac{2n+1}{2} \right) \cdot V_L & n = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (3.29)$$

Pour les modes antisymétriques, les fréquences de coupure sont données par :

$$\begin{aligned} A_{2n} &: f_c d = n \cdot V_L & n = 1, 2, 3, \dots \\ A_{2n+1} &: f_c d = \left(\frac{2n+1}{2} \right) \cdot V_T & n = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (3.30)$$

Enfin, le nombre de modes symétriques (N_s) et antisymétriques (N_a) pouvant se propager au sein de la plaque pour un produit $f.d$ donné s'obtient par les relations [2]:

$$\begin{aligned} N_s &= 1 + \Re\left(\frac{fd}{V_T}\right) + \Re\left(\frac{fd}{V_L} + \frac{1}{2}\right) \\ N_a &= 1 + \Re\left(\frac{fd}{V_L}\right) + \Re\left(\frac{fd}{V_T} + \frac{1}{2}\right) \end{aligned} \quad (3.31)$$

Où l'opérateur $\Re$ renvoie l'entier le plus proche de l'opérande.

Les vitesses de phase des modes d'ordre supérieur ou égal à 1, décroissent très rapidement à partir des fréquences de coupure où les vitesses sont supposées infinies (figure 3-5). Lorsque fd augmente, les vitesses des modes symétriques présentent un palier non dispersif autour de la vitesse longitudinale, avant de tendre tout comme les vitesses des modes antisymétriques vers la vitesse transversale. En fait, ces paliers correspondent au cas limite de la plaque de matériau fluide dans le vide, pour laquelle $V_T = 0$ et les courbes de dispersion des ondes de Lamb ont pour limite asymptotique la vitesse longitudinale V_L [12].

3.2.4. Choix d'un mode :

Notre but est de disposer d'une onde facile à générer et susceptible soit de se réfléchir ou absorbée lorsqu'elle rencontre un obstacle. En particulier pour l'inspection de grandes distances, il est préférable d'utiliser un mode de Lamb non dispersif. Les modes d'ordre supérieur ne peuvent être retenues car ils sont très dispersifs au voisinage de leur fréquence de coupure et aux fréquences élevées ils tendent vers les ondes de Rayleigh qui sont très sensibles à l'environnement et aux perturbations extérieures. Pour le contrôle de plaques, il est intéressant d'utiliser les modes fondamentaux de Lamb A_0 ou S_0 , car ils présentent un palier non dispersif pour des bas produits fréquence- épaisseur. Nous choisissons donc, de générer le mode S_0 car celui-ci est moins sensible que le mode A_0 à la présence de charge sur la plaque pour les bas produits fréquence-épaisseur

3.3. Ondes de Lamb dans les matériaux anisotropes :

3.3.1. Changement de repère :

Les caractéristiques du matériau anisotrope sont exprimées dans le repère principal (x', y', z') et l'on se propose de travailler dans un repère de référence (x, y, z) plus naturel ou plus commode pour analyser une structure donnée.

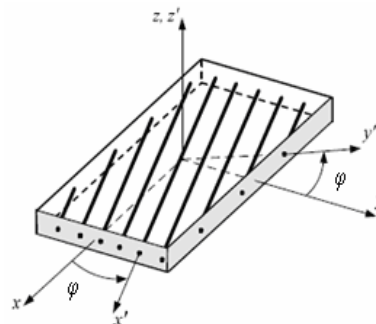


Figure 3.6. Repère principal (x', y', z') et repère de référence (x, y, z) [8].

Cette situation se rencontre, par exemple, lors de l'étude d'une poutre en matériau carbone/époxy unidirectionnel (figure 3.6) et nous devons connaître les lois de variation des modules d'élasticité en fonction du repère [8]. D'une manière générale, désignons par $[\beta] = (\beta_{im})$ la matrice de passage entre les repères principal (x', y', z') et le repère de référence (x, y, z) :

Les trois colonnes de la matrice $[\beta]$ étant respectivement les coordonnées des vecteurs x, y et z dans le repère (x', y', z') . Néanmoins, le principe fondamental de la dynamique (3-5) et la loi de Hooke (3-8) restent inchangés dans le repère (x, y, z) à condition modifier les composantes du tenseur d'élasticité par la transformation :

$$\begin{aligned} u_i &= \beta_{ij} u_j, \\ \sigma_{mn} &= \beta_{mi} \beta_{nj} \sigma_{ij}, \\ C_{mnop} &= \beta_{mi} \beta_{nj} \beta_{ok} \beta_{pl} C_{ijkl}, \end{aligned} \quad \beta_{ij} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

où β_{im} est le cosinus directeur du couple de coordonnées (im) .

3.3.2. Calcul des courbes de dispersion :

Afin d'étudier la nature des différents modes guidés susceptibles de se propager dans des plaques de matériaux composites, on cherche à résoudre le problème de la propagation d'ondes ultrasonores dans un milieu homogène anisotrope, illimité dans les directions x et y , d'épaisseur finie d suivant z et dont le déplacement $\vec{U}$ ne dépend pas de y . Par-là, on généralise le concept d'ondes de Lamb décrit dans les matériaux homogènes isotropes. Nous nous restreindrons à des échantillons découpés de sorte que les axes x' et y' du repère cristallographique sont contenus dans le plan médian, l'axe z étant normal à la plaque. La direction de propagation coïncide avec l'axe x . Dans le cas le plus général, cette direction de propagation n'est pas une direction principale, et le repère de référence (x, y, z) utilisé pour étudier la propagation se déduit du repère principal (x', y', z') par la rotation d'angle φ autour de l'axe z (figure 3-6).

Pour la résolution de l'équation différentielle du mouvement (3-9), on adopte la méthode proposée par A. Nayfeh [43] et à la thèse de T. Monnier [2] pour une étude plus générale. Le déplacement $\vec{U}$ s'écrit :

$$\vec{U} = U_1(x_1, x_3) \vec{x}_1 + U_2(x_1, x_3) \vec{x}_2 + U_3(x_1, x_2) \vec{x}_3$$

La réponse élastique de la plaque étant indépendante du système de coordonnées, le principe de la dynamique (3.6) associée à la loi de Hooke (3.8) permet de relier les déplacements aux contraintes.

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \frac{\partial u_l}{\partial x_k} \quad (i, j, k, l = 1, 2, 3)$$

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \quad (i, j, k, l = 1, 2, 3)$$

Les déplacements solutions de ce système de trois équations différentielles, peuvent se mettre sous la forme d'une onde plane se propageant dans le plan sagittal (x, z):

$$u_j = U_j e^{ik(x_1 + \alpha x_3 - Vt)} \quad j=1, 2, 3 ; i = \sqrt{-1} \quad (3.32)$$

$$\text{et } V = \frac{\omega}{k}$$

où U_j est la polarisation de l'onde, k son nombre d'onde plan selon la direction x , $\alpha = k_3/k$ est le rapport des nombres d'onde selon x et z , V est la vitesse de phase et ω sa pulsation. Si on suppose k et ω connus, les nombres d'onde α_i se calculent à l'aide de l'équation de Christoffel :

$$\begin{aligned} & (\Gamma_{ij} - \rho V^2 \delta_{ij}) U_j = 0 \quad (i, j = 1, 2, 3) \\ \text{où } \Gamma_{ij} &= C_{i11j} k^2 + (C_{i13j} + C_{i31j}) k \alpha + C_{i33j} \alpha^2 \end{aligned} \quad (3.33)$$

On obtient un système de trois équations couplées pour les déplacements u_j qu'on regroupe sous la forme matricielle : $K \cdot U = 0$ où K est la matrice symétrique 3x3 et U est le vecteur amplitude de déplacement.

$$\begin{bmatrix} C_{11} - \rho V^2 + 2C_{15}\alpha + C_{55}\alpha^2 & C_{16} + (C_{14} + C_{56})\alpha + C_{45}\alpha^2 & C_{15} + (C_{13} + C_{55})\alpha + C_{35}\alpha^2 \\ C_{66} - \rho V^2 + 2C_{46}\alpha + C_{44}\alpha^2 & C_{56} + (C_{36} + C_{45})\alpha + C_{34}\alpha^2 & C_{55} - \rho V^2 + 2C_{35}\alpha + C_{33}\alpha^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (3.34)$$

Sym

Ce système d'équations admet des solutions non nulles si le déterminant de la matrice 3x3 est nul. Le déterminant de cette matrice se ramène à la résolution d'un polynôme $P(\alpha)$ de degré 6 dont les solutions sont deux à deux opposées tel que: $P(\alpha^2)=0$. Pour toute valeur de V il existe donc six solutions α_q deux à deux opposées.

Chaque composante du déplacement des modes de plaque est la superposition de six ondelettes obtenues pour chaque solution α_q :

$$(u_1, u_2, u_3) = \sum_{q=1}^6 (1, V_q, W_q) \cdot U_{1q} e^{ik(x_1 + \alpha_q x_3 - Vt)} \quad (3.35)$$

V_q et W_q sont les rapports des amplitudes de déplacement dans les directions y et z et l'amplitude U_{1q} . En substituant l'expression (3-35) dans l'équation (3-34), on calcule les rapports :

$$V_q = \frac{U_{2q}}{U_{1q}} = \frac{K_{11}(\alpha_q)K_{23}(\alpha_q) - K_{13}(\alpha_q)K_{12}(\alpha_q)}{K_{13}(\alpha_q)K_{22}(\alpha_q) - K_{12}(\alpha_q)K_{23}(\alpha_q)} \quad (3.36)$$

$$W_q = \frac{U_{3q}}{U_{1q}} = \frac{K_{11}(\alpha_q)K_{23}(\alpha_q) - K_{13}(\alpha_q)K_{12}(\alpha_q)}{K_{12}(\alpha_q)K_{33}(\alpha_q) - K_{23}(\alpha_q)K_{13}(\alpha_q)} \quad (3.37)$$

Les contraintes sur la facette 3, se déduisent des déplacements : $\sigma_{i3} = C_{i3k1} \frac{\partial u_1}{\partial x_k}$

$$\text{donc } (\sigma_{33}, \sigma_{13}, \sigma_{23}) = \sum_{q=1}^6 ik(D_{1q}, D_{2q}, D_{3q}) U_{1q} e^{ik(x_1 + \alpha_q x_3 - Vt)} \quad (3.38)$$

$$\begin{aligned} \text{où } D_{1q} &= C_{13} + \alpha_q C_{35} + (C_{36} + \alpha_q C_{34})V_q + (C_{35} + \alpha_q C_{33})W_q \\ D_{2q} &= C_{15} + \alpha_q C_{55} + (C_{56} + \alpha_q C_{45})V_q + (C_{55} + \alpha_q C_{35})W_q \\ D_{3q} &= C_{14} + \alpha_q C_{45} + (C_{46} + \alpha_q C_{44})V_q + (C_{45} + \alpha_q C_{34})W_q \end{aligned} \quad q = 1, 2, \dots, 6 \quad (3.39)$$

On peut donc écrire les conditions aux limites de la plaque libre, c'est à dire l'annulation des contraintes sur les surfaces $\sigma_{33}(z = \pm d/2)$, $\sigma_{13}(z = \pm d/2)$, $\sigma_{23}(z = \pm d/2)$ qui conduisent à un système de 6 équations sur les amplitudes $U_{11}, \dots, U_{16}$. L'existence de solutions non triviales exige l'annulation du déterminant D :

$$D \equiv \begin{bmatrix} D_{11}E_1 & D_{12}E_2 & D_{13}E_3 & D_{14}E_4 & D_{15}E_5 & D_{16}E_6 \\ D_{21}E_1 & D_{22}E_2 & D_{23}E_3 & D_{24}E_4 & D_{25}E_5 & D_{26}E_6 \\ D_{31}E_1 & D_{32}E_2 & D_{33}E_3 & D_{34}E_4 & D_{35}E_5 & D_{36}E_6 \\ D_{11}E_1^* & D_{12}E_2^* & D_{13}E_3^* & D_{14}E_4^* & D_{15}E_5^* & D_{16}E_6^* \\ D_{21}E_1^* & D_{22}E_2^* & D_{23}E_3^* & D_{24}E_4^* & D_{25}E_5^* & D_{26}E_6^* \\ D_{31}E_1^* & D_{32}E_2^* & D_{33}E_3^* & D_{34}E_4^* & D_{35}E_5^* & D_{36}E_6^* \end{bmatrix} \equiv 0 \quad (3.40)$$

où $E_q = \exp(ik\alpha_q x_3)$, $E_q^* = E_q^{-1} = \exp(-ik\alpha_q x_3)$ avec $q=1, 2, \dots, 6$

La relation (3-40) représente les équations de dispersion, c'est le cas le plus général du matériau triclinique, dont les 21 constantes élastiques sont non-nulles et indépendantes. La résolution complète du problème dans ce cadre très général est complexe. On doit donc tenir compte de l'éventuelle symétrie des matériaux. Cela conduit à des simplifications d'autant plus importantes que la symétrie augmente. On s'intéressera en premier lieu au cas du matériau monoclinique et orthotrope. Les détails sont donnés en Appendice B.

3.3.3. Cas particulier d'un milieu stratifié:

La méthode de résolution du problème de la propagation d'ondes dans un milieu stratifié composé d'un nombre arbitraire de couches isotropes proposée par Thomson en 1950 [2], consiste à exprimer dans une matrice dite matrice de transfert, les déplacements et contraintes à la surface inférieure d'une couche en fonction de ces mêmes grandeurs à la surface supérieure de la couche. Coupler les matrices de chaque couche successivement permet de décrire les champs de déplacements et de contraintes du système total, en tenant compte des conditions aux limites aux interfaces entre couches et sur les surfaces libres du multicouche.

Dans le cadre plus général d'un empilement de couches de matériaux anisotropes, nous utiliserons la formulation de Nayfeh [43]. Il s'agit simplement d'utiliser le formalisme des ondes de Lamb généralisées présenté dans le paragraphe précédent (3.3.2), en tenant compte du degré de symétrie de chaque couche ainsi que l'orientation de son repère principal (x', y', z') par rapport au repère de référence (x, y, z) (figure 3-7). Nous choisissons l'origine des z du repère de référence sur le plan médian de la plaque. Les courbes de dispersion seront représentées en fonction du produit fréquence épaisseur fd , où l'épaisseur totale d de la plaque est la somme des épaisseurs $d(k)$ pour $k=1, \dots, n$.

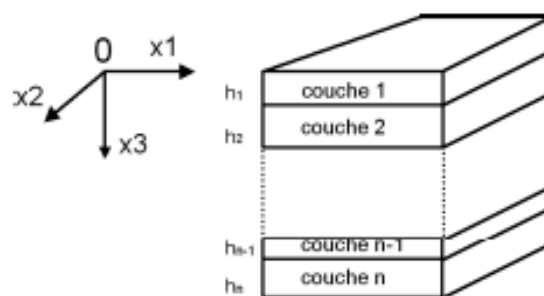


Figure 3.7 - Structure multicouche et axe d'un repère cartésien

3.4. Champs de déplacements:

Le déplacement de la matière à l'intérieur de l'épaisseur de la plaque nous renseigne sur la sensibilité d'un mode de Lamb à un défaut en surface ou en volume. Le déplacement mécanique de la plaque est la somme vectorielle du déplacement longitudinal (suivant l'axe x) et du déplacement transversal (suivant l'axe z). Ces déplacements dans l'épaisseur sont calculés à l'aide de la matrice de transfert. L'évolution de l'amplitude des déplacements à travers l'épaisseur de la plaque suivant les directions x, z est obtenue à partir des relations suivantes [11] :

$$(u_x)_s = Ak_s \left(\frac{\cosh q_s z}{\sinh q_s d} - \frac{2q_s s_s}{k_s^2 + s_s^2} \frac{\cosh s_s z}{\sinh s_s d} \right) e^{i(k_s x - \omega t - \frac{\pi}{2})} \quad (3.41)$$

$$(u_z)_s = -Aq_s \left(\frac{\sinh q_s z}{\sinh q_s d} - \frac{2k_s^2}{k_s^2 + s_s^2} \frac{\sinh s_s z}{\sinh s_s d} \right) e^{i(k_s x - \omega t)}$$

$$(u_x)_a = -Bk_a \left(\frac{\sinh q_a z}{\cosh q_a d} - \frac{2q_a s_a}{k_a^2 + s_a^2} \frac{\sinh s_a z}{\cosh s_a d} \right) e^{i(k_a x - \omega t - \frac{\pi}{2})} \quad (3.42)$$

$$(u_z)_a = -Bq_a \left(\frac{\sinh q_a z}{\cosh q_a d} - \frac{2k_a^2}{k_a^2 + s_a^2} \frac{\sinh s_a z}{\cosh s_a d} \right) e^{i(k_a x - \omega t)}$$

$$\text{avec } q = \sqrt{k^2 - k_l^2} \text{ et } s = \sqrt{k^2 - k_t^2} \quad k = 2\pi/\lambda \quad (3.43)$$

A et B étant des constantes déterminées par les conditions initiales.

3.5. Génération et détection d'une onde de Lamb :

Il existe différentes méthodes pour générer une onde de Lamb dans une plaque. Les techniques les plus souvent utilisées peuvent se classer en deux familles : les techniques avec contact et sans contact. La génération d'ondes sans contact est avantageuse car elle permet de s'affranchir des problèmes de reproductibilité du couplage entre l'actionneur et la plaque. Ces méthodes permettent donc d'avoir des mesures reproductibles. En général, ces techniques présentent l'inconvénient d'avoir un rendement très faible. On peut citer l'excitation par laser en régime thermo-élastique ou ablatif ou par transducteurs aériens.

La technique la plus couramment employée pour générer des ondes dans une plaque est une technique avec contact qui utilise des transducteurs piézo-électriques [62,63,64]. Ces transducteurs sont généralement sensibles à de faibles

déplacements, de l'ordre du nm . La présence d'un couplant (gel ou colle) améliore le transfert entre le transducteur et la plaque mais pose des problèmes de reproductibilité. Nous nous intéressons principalement, à la génération et à la détection des modes S_0 et A_0 et aux plus basses fréquences, c'est-à-dire les fréquences pour lesquelles le mode S_0 est très peu dispersif et le mode A_0 très dispersif. A ces fréquences, les longueurs d'ondes seront grandes devant l'épaisseur des plaques.

3.5.1. Palpeurs piézoélectriques :

Parmi différents systèmes de mesure développés, les systèmes utilisant des transducteurs piézoélectriques font l'objet de la majorité des études. L'utilisation de ce type de transducteur présente en effet l'avantage de pouvoir effectuer différents types de mesures comme des mesures d'impédance ou des mesures en propagation d'ondes. Ces deux types de mesure sont complémentaires et permettent d'élargir les possibilités de surveillance. De plus, les matériaux piézoélectriques sont utilisés dans d'autres domaines comme le contrôle actif ou les nano-technologies ce qui leur assure un développement rapide et durable [40].

3.5.1.1. Phénomène de piézoélectricité :

La piézoélectricité est un phénomène propre à certains types de cristaux (le quartz étant le plus connu). C'est une propriété que présentent certains corps de se polariser électriquement sous l'action d'une contrainte mécanique (effet direct) et de se déformer lorsqu'ils sont soumis à un champ électrique (effet inverse). Le phénomène piézoélectrique se manifeste alors par la conversion de l'énergie électrique en énergie mécanique et réciproquement (figure 3.8) [8].

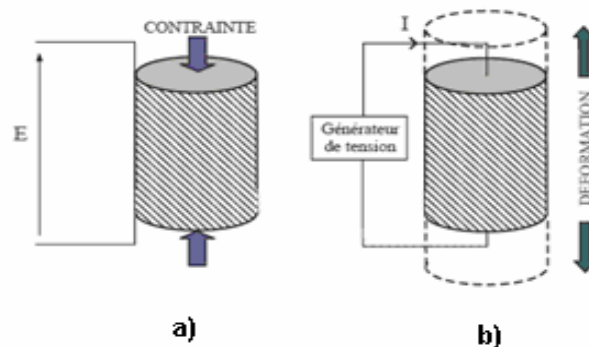


Figure 3.8. Effets piézoélectriques: L'effet direct a), l'effet inverse b) [8]

3.5.1.2. Les matériaux piézoélectriques :

Les quatre classes principales de matériaux piézoélectriques sont : les cristaux piézoélectriques, les céramiques, les polymères et les composites.

- Le cristal piézoélectrique le plus connu est le quartz mais ses propriétés sont peu attrayantes pour les applications de transducteurs médicaux : son impédance acoustique est relativement élevée et son coefficient de couplage est très faible.
- Les céramiques piézoélectriques sont incontestablement les matériaux les mieux adaptés à l'heure actuelle pour une utilisation échographique. Le matériau piézoélectrique le plus souvent utilisé est le PZT (Plomb, Zirconate, Titanate).
- Certains polymères tel que le PVDF (PolyVynilDiFluorure) et des copolymères tel que le P(VDF-TrFE) peuvent acquérir des propriétés piézoélectriques. Ils se caractérisent par une faible impédance acoustique. Cependant, leurs coefficients de couplage étaient bien plus faibles que ceux des céramiques.
- Certaines études s'attachent à créer de nouveaux matériaux piézoélectriques et en particulier des matériaux composites alliant souplesse et performance. Ce sont des céramiques massives découpées et noyées dans des résines.

3.5.2. Génération d'onde de Lamb par la méthode du coin:

C'est une méthode basée sur le principe de Snell-Descartes. Un prisme (sabot) en matière plexiglas est coupé acoustiquement à la plaque par une de ses faces, alors que le transducteur piézoélectrique est placé sur la face inclinée (Figure 3.9). Le transducteur émet une onde longitudinale, dont les plans d'ondes font un angle θ avec la plaque, tel que :

$$\sin \theta = V_L / V$$

V_L étant la vitesse longitudinale dans le prisme et V est la vitesse de phase de l'onde de Lamb souhaitée. Cette méthode peut générer une onde de Lamb sur la plaque, celle-ci se traduit par une distribution de perturbation sinusoïdale.

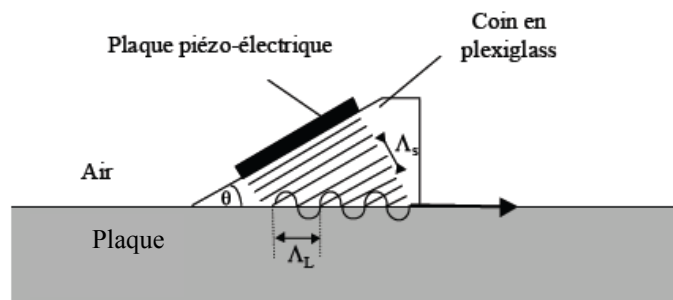


Figure 3.9 : Génération de l'onde par la méthode du coin.

3.5.3. Méthode utilisant un transducteur à électrodes interdigitées :

La figure 3.10 montre la configuration du dispositif développé pour la génération, la propagation et la détection des ondes de Lamb [65]. Ce dispositif est constitué d'un substrat et de deux lames piézoélectriques identiques. Sur chaque lame est gravé un réseau d'électrodes métalliques. Les deux transducteurs sont couplés au milieu de propagation (plaque ou substrat) par une fine couche de graisse et disposés perpendiculairement à la direction de propagation. L'excitation des électrodes émettrices par une source de tension sinusoïdale engendre sur le substrat des contraintes mécaniques. La distribution spatiale et temporelle de ces contraintes donne naissance à des ondes de Lamb dans le substrat. Inversement, lorsque l'onde émise arrive au niveau du transducteur récepteur, celle-ci engendre des contraintes mécaniques sur la surface de la lame piézoélectrique qui la déforme. Par effet piézoélectrique direct, ces déformations induisent à leur tour une tension électrique aux bornes des électrodes réceptrices. Lorsque l'excitation électrique est seulement un cycle d'onde sinusoïdale, le signal électrique visualisé sur le peigne récepteur a la forme d'un écho triangulaire.

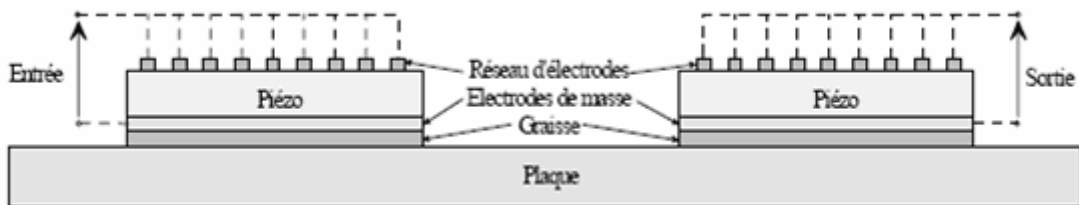


Figure 3.10. Génération d'ondes de Lamb par un transducteur à électrodes inter digitées [65]

3.5.4. Génération par Laser :

La génération des ultrasons sans contact avec le matériau est facilement réalisée par l'éclairage d'une source Laser à forte énergie [4]. Un faisceau laser est envoyé sur la paroi du matériau à inspecter. Un échauffement local provoque une dilatation de la surface, voire une légère ablation de la surface sur les matériaux métalliques. L'onde ultrasonore ainsi générée se propage au travers du matériau sous test. Une infime déformation est repérée par un détecteur de type interféromètre. Le générateur laser et l'interféromètre peuvent se trouver à quelques mètres de la paroi à inspecter. De plus, il n'est pas nécessaire de positionner de manière précise le système d'où une facilité de mise en œuvre appréciable.

3.6. Atténuation des ondes dans les matériaux anisotropes:

Ce paragraphe considère la situation quand les ondes de Lamb affaiblissent dans l'amplitude avec la distance de propagation. Ce comportement s'appelle atténuation. En général, les ondes de Lamb sont atténuées par deux mécanismes principaux : la diffusion, l'absorption et les réfractions sur les interfaces internes. Le 1^{er} mécanisme est l'absorption du matériau. Ce mécanisme se produit quand les ondes de Lamb propagent à l'intérieur des matériaux absorbant. L'absorption résulte de la conversion de l'énergie mécanique vibratoire en chaleur. Ce type d'atténuation intrinsèque est lié à la viscosité du matériau contrôlé. La dissipation de l'énergie sous forme de chaleur est due d'une part à des pertes thermoélastiques résultant du déphasage entre contrainte et déformation, et d'autre part au non linéarité entre la contrainte et le déplacement atomique. Certains défauts cristallins comme les dislocations peuvent contribuer à l'atténuation par absorption. L'atténuation par absorption est négligeable dans les métaux polycristallins.

Le deuxième mécanisme qui cause l'atténuation des ondes de Lamb est le rayonnement. Cette situation se produit quand le système posé dans lequel les ondes de Lamb se propagent est un système ouvert de sorte que l'énergie des ondes de Lamb ne soit pas enfermée dans le système. Les ondes de Lamb atténuées dans ce cas-ci s'appellent particulièrement ondes de Lamb rayonnantes [66,67]. Dans le cas de la diffusion (aussi appelée dispersion), une fraction de l'onde est déviée ou réfléchi lors de la rencontre de discontinuités d'impédance acoustique. Ces hétérogénéités acoustiques peuvent être des porosités, des précipités, des inclusions, des joints de grains, ou encore des défauts... Ici, une partie de l'énergie "quitte" le trajet rectiligne prévu par la théorie.

L'atténuation des modes guidés ne suit pas une fonction mathématique explicite. Elle dépend de la forme du mode et de la fréquence. De grandes et soudaines augmentations d'atténuation sont reliées aux formes du mode changeant à la fréquence. Par exemple, le mode S_0 , qui est un mode de compression à basses fréquences, a une très faible atténuation dans cette gamme du spectre. À mesure que la fréquence augmente, son déplacement obtient de plus en plus hors de plan et l'atténuation change rigoureusement. La plupart des modes suivent ce modèle. Leur atténuation est fortement liée également à la dispersion de vitesse de phase: plus la dispersion fréquentielle est grande, plus le changement d'atténuation est grand [68].

Conclusion :

Quelques rappels théoriques ont été donnés dans ce troisième chapitre. Ils sont nécessaires pour l'étude des ondes guidées dans une plaque et pour réaliser une description modale de la réflexion d'une onde donnée. En effet, la connaissance des caractéristiques théoriques de ces ondes permettra de mieux appréhender les résultats expérimentaux que nous obtiendrons par la suite.

Nous avons décrit de manière détaillée la méthode utilisée pour l'établissement des équations de dispersion des ondes de Lamb généralisées, qui proviennent du respect des conditions aux limites de la plaque libre, aussi complexes que puissent être les propriétés du matériau étudié. Par l'étude de la propagation des ondes de Lamb dans les matériaux homogènes isotropes, nous avons dégagé les principales propriétés des modes fondamentaux symétrique et antisymétrique, qui resteront valables dans des matériaux anisotropes sous certaines conditions (comme par exemple lorsque la direction de propagation coïncide avec un axe principal du matériau). La généralisation du modèle des ondes de Lamb aux matériaux anisotropes appartenant à des systèmes de symétrie de plus en plus élevée nous a donné les moyens de résoudre les équations des ondes de Lamb dans un matériau de symétrie quelconque. La méthode de la matrice de transfert globale permet également d'étendre le champ d'investigation au problème des matériaux multicouches.

CHAPITRE 4

ETUDE EXPERIMENTALE

Introduction :

La propagation des ondes de Lamb dans un matériau anisotrope n'est pas toujours comprise complètement, c'est pour cette raison que beaucoup de chercheurs s'y intéressent. Les ondes de Lamb sont employées pour la caractérisation des matériaux [69], ainsi que pour le contrôle des endommagements dans les grandes structures [6,70,71]. Les matériaux composites auxquels on s'intéresse sont de faible épaisseur. Elles constituent des guides d'ondes dans lesquels les bords libres inférieurs et supérieurs modifient les vitesses de propagation et donnent au champ de déplacement des formes particulières, qui varient non seulement dans la direction de propagation, mais également dans l'épaisseur [3].

Notre étude a pour objectif principal de montrer la faisabilité de la détection des défauts macroscopiques en utilisant les ondes de Lamb dans des structures sandwichs à nid d'abeille ainsi que pour les stratifiés carbone/époxy aéronautique. Pour la détection des défauts proprement dite, nous tenterons d'éclairer le lecteur sur la sensibilité relative de mode de Lamb S_0 en fonction du type de défaut rencontré et du type de matériau au sein duquel cet endommagement est susceptible d'apparaître. Ce chapitre constitue donc une partie essentielle de ce travail.

D'abord, nous décrivons les différents matériaux étudiés, le processus de leur mise en œuvre et de l'introduction de défauts artificiels simples, la procédure expérimentale employée pour la génération et la détection des ondes de Lamb. Ensuite, pour faire une comparaison avec les méthodes conventionnelles, des images C-scan et B-scan de défauts introduits ont été réalisées. Finalement, nous étudions l'anisotropie des deux plaques composites sans endommagement, par la mesure des vitesses et atténuations du mode S_0 pour des fréquences du transducteur bien définie.

4.1. Les matériaux étudiés:

Les plaques composites utilisées pour notre étude ont été élaborées au niveau de l'atelier maintenance des avions (Aéroport d'Algérie Houari BOUMEDIANE) par un procédé de moulage au sac à vide dit « classique ».

4.1.1. Composite carbone/époxy (CFRP) stratifié (plis tissés) :

Le premier composite étudié est un composite stratifié quasi-isotropes, fabriqué à partir de plis préimprégnés: des nappes de renfort de fibres de carbone imprégnées, formés de torons de fibres de carbone tissées ayant un poids de 509 gr/m^2 , et un mélange de résine époxy et de durcisseur. Ce type de composite a été choisi comme matériau de cette étude parce qu'il présente plusieurs particularités en termes de propriétés mécaniques et diélectriques. Comme le renfort est fortement orienté, il s'agit d'un matériau anisotrope aussi bien en termes de comportement mécanique qu'en ce qui concerne ses propriétés diélectriques.

La plaque carbone époxy a pour dimension $400 \times 400 \text{ mm}^2$, pour une masse volumique $\rho = 1575 \pm 8 \text{ kg/m}^3$. Elle comporte 8 plis, avec une séquence d'empilement des plis $[0^\circ, 90^\circ, 45^\circ, -45^\circ]_s$. L'épaisseur du pli polymérisé est de $0,275 \text{ mm}$ et l'empilement donne une épaisseur finale d'environ $2,2 \text{ mm}$ (figure 4.1). Lors de la fabrication, deux films antiadhésifs (défauts en Téflon) de dimensions $20 \times 30 \text{ mm}^2$ ont été introduits entre le 2ème et 3ème pli et entre le 4ème et 5ème pli, correspondants respectivement à des orientations à 45° , -45° et 90° , 90° .

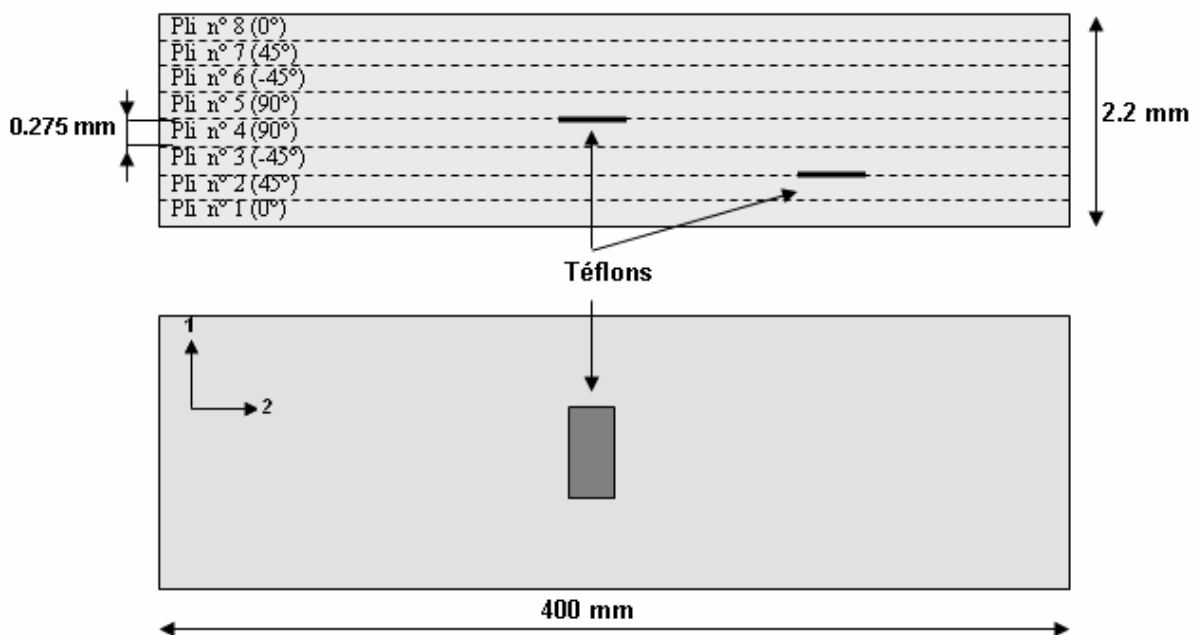


Figure 4.1. Empilement des huit plis du stratifié carbone/époxy avec délaminages artificiels.

4.1.1.1. Processus de fabrication :

Le procédé de mise en œuvre comprend essentiellement la réalisation de l'empilement de plis et le traitement thermique du composite. Le but du procédé est de faire fluer la résine et d'effectuer son durcissement. L'écoulement de la résine est important pour transformer l'empilement des plis préimprégnés en un matériau continu. Ensuite, le matériau atteint ses propriétés finales par la réticulation de la résine époxyde. Un procédé couramment utilisé pour la mise en œuvre de composites stratifiés est le moulage sous vide: typiquement, le composite est mis dans une atmosphère inerte où, pendant plusieurs heures, la pression et la chaleur sont appliquées simultanément. Les principaux paramètres de réglage du procédé sont la température, la pression et le temps. Pour traiter le processus, la plaque stratifiée a été maintenue à une pression chaude de stratification constante à 120 C° pendant une durée de 1h30 à 2 heures.

L'empilement des huit plis à polymériser est emballé dans un tissu d'arrachage perméable et placé sur un moule ou, comme dans notre cas, une plaque. Une feuille de tissu « téflonisé » placée en dessous du composite protège le moule du contact direct avec la résine. Au-dessus, un film poreux sépare le composite emballé du feutre de drainage. Ce dernier a pour fonction d'absorber l'excédent de résine dégagé par le composite au cours de sa mise en œuvre. L'ensemble est couvert par une bâche à vide attachée au moule par un joint d'étanchéité entourant toute la pièce élaborée. Ceci permet d'aspirer l'air de l'intérieur du sac et de mettre le composite sous vide. La configuration complète réalisée pour le moulage au sac est représentée par la figure 4.2. La mise sous vide est nécessaire pour extraire les éventuelles occlusions d'air, la résine non réticulée étant légèrement adhésive à température ambiante pendant un certain temps, et l'air peut ainsi piégé entre deux plis au cours de l'empilement.

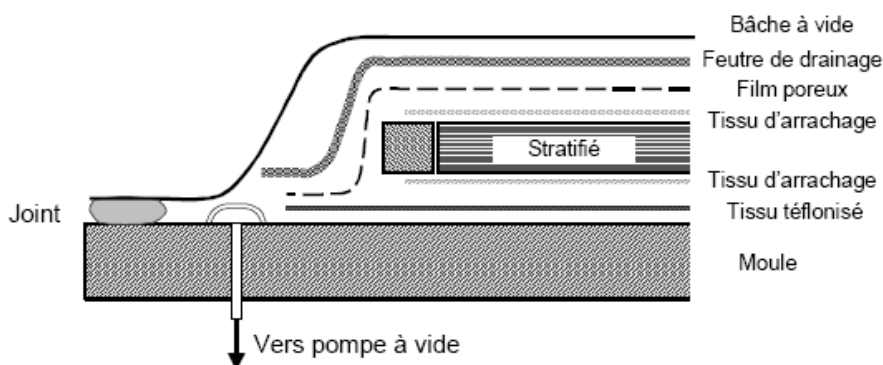


Figure 4.2. Disposition pour le moulage au sac à vide du stratifié.

4.1.1.2. Démarches expérimentales du procédé d'élaboration:

Les démarches expérimentales complètes du procédé d'élaboration sont illustrées ci-dessous. D'abord, un ajutage est collé sur la bâche à vide par une silicone. Il est important d'assurer l'étanchéité du collage. Ensuite, les étapes de préparation du procédé dans l'ordre chronologique sont les suivantes :

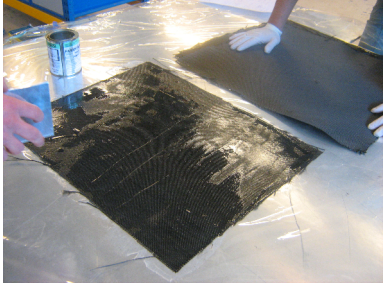
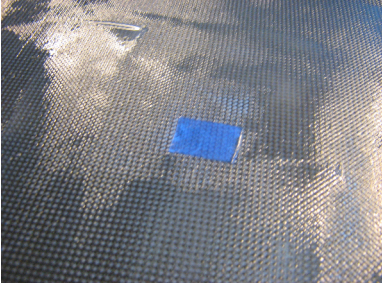
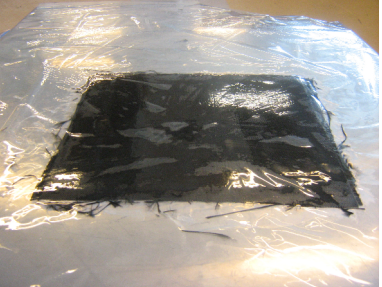
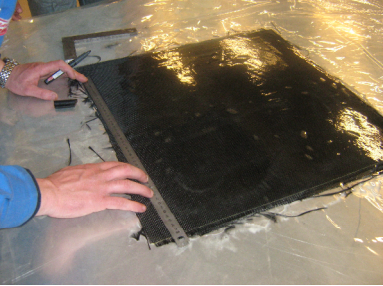
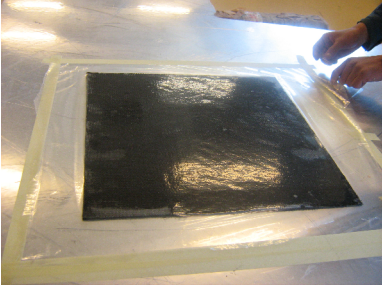
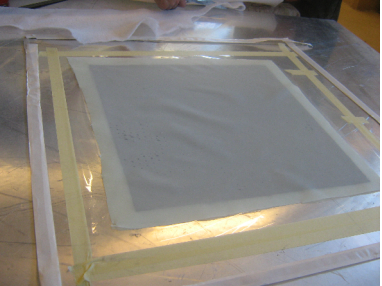
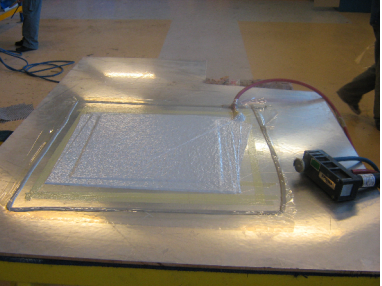
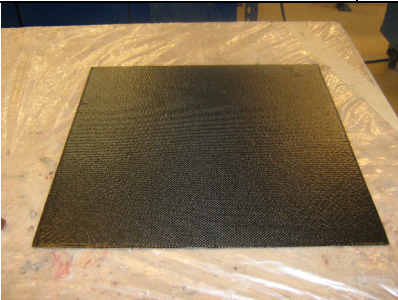
		
1. Préparation de 8 plis rectangulaires ($400 \times 400 \text{ mm}^2$) et introduction de la résine époxy.	2. Deux défauts en Téflon de dimensions $15 \times 25 \text{ mm}^2$ sont introduits entre le 2ème et 3ème pli et entre le 4ème et 5ème pli	3. Les plis sont empilés et insérés dans une « chemise » de tissu de PTFE poreux.
		
4. Les bords des plis composites sont coupés avec le cutter	5. L'ensemble est introduit dans le moule. Une fixation provisoire est obtenue à l'aide d'un « Scotch papier ».	6. Mise en place de tissu d'arrachage
		
7. Mise en place de feutre de drainage et la pompe à vide.	8. Mise en place de bâche à vide. La fermeture du moule est assurée par un joint de mastic.	9. L'ajutage collé au sac est ensuite connecté à un circuit d'extraction d'air. L'air est extrait à l'intérieur du sac. La pression atmosphérique exerce un effort de serrage sur le moule.
	Plaque composite stratifiée finie 10. A la fin de la phase de refroidissement : rupture du vide ; ouverture du sac ; ouverture du moule ; démoulage du composite.	

Figure 4.3. Démarches expérimentales du procédé d'élaboration du stratifié

4.1.1.3. Propriétés de résine Epocast 50-A1/durcisseur 9816 :

Le système de stratification de résine époxy « Epocast 50-A1 / 9816 Durcisseur », est un mélange poreux, sans solvant, facile à manipuler pour la fabrication ou la réparation des structures composites, ainsi que pour la liquidation de filaments. Ce produit est également disponible dans une vie du travail plus courte [72].

Propriétés	Résine 50-A1	Durcisseur 9816	Système 50-A1/9816	Méthode teste
Couleur	ambre	paille	ambre	Visuel
Densité (g/cm ³)	1.21	1.05	1.18	ASTM-D-792
Viscosité (cp) à 25 C°	7.770	250	2.400	ASTM-D-2196
Temps de gel (100g, min) à 25C°	--	--	65	ASTM-D-2471
Durée de vie (mois) à 25 C°	12	12	--	--

Tableau 4.1. Propriétés de résine Epocast 50-A1/durcisseur 9816 [72].

4.1.1.4. Observations micrographiques:

Des observations microscopiques ont permis de caractériser la microstructure dont le but était d'obtenir une idée sur l'orientation des fibres. La découpe des échantillons considérés s'effectue, soit selon un plan parallèle à l'axe des fibres (coupe longitudinale), soit selon un plan perpendiculaire à l'axe des fibres (coupe transversale). L'échantillon polis est examiné à l'aide d'un microscope optique ZEISS-Axioplan (agrandissement 100).

L'orientation des fibres est indiquée en regardant l'image microscopique (figure 4.4) où les fibres 90° semblent circulaires tandis que les fibres 45° apparaissent comme ovales. Les fibres 0° apparaître en tant que de longs rives ou cylindres.

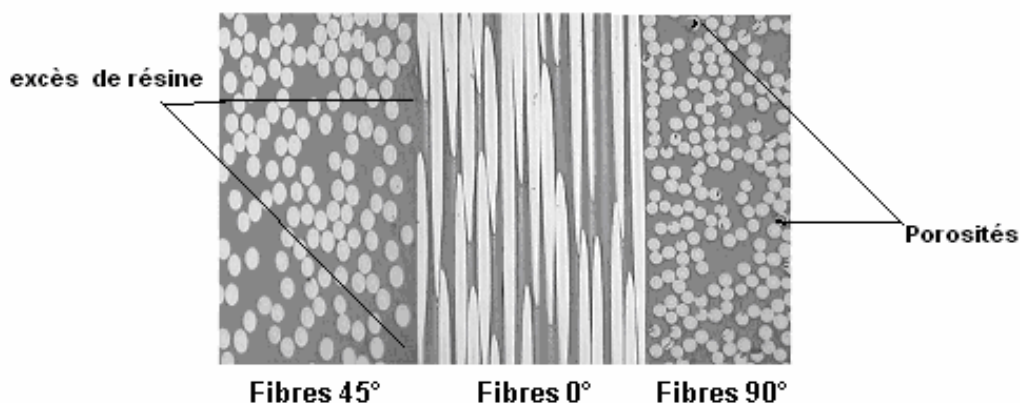


Figure 4.4. Micrographie optique de l'interface entre trois plis : coupe à 90°, à 0° et à ± 45°

Avec cette méthode il est impossible de dire si les fibres 45° sont dans la direction positive $+45^\circ$ ou négative -45° du fait de la similitude d'aspect entre les fibres du pli supérieur et les fibres du pli inférieur mais l'image montre également la répartition aléatoire des fibres dans le plan de coupe. La micrographie a mis en évidence peu des défauts de porosité (régions en noir foncé). Par ailleurs, la répartition des fibres est inégale et il existe des zones riches en résine.

4.1.1.5. Courbes de dispersion :

Les structures composites sont anisotropes et multicouches. L'étude de la propagation des ondes de Lamb dans ce type de matériaux est complexe. Cependant, de nombreux auteurs ont permis d'établir analytiquement les courbes de dispersion et la forme des modes. Pour le cas de notre matériaux carbone époxy, le calcul des courbes de dispersion a été déjà réalisé par Thomas Monnier [2] au cours de sa thèse, effectué à l'aide d'un programme Matlab. La figure 4.5 présente les courbes de dispersion des vitesses de phase et de groupe. On distingue deux types de modes, les modes symétriques et les modes antisymétriques. Les modes d'ordre zéro ou fondamentaux S_0 et A_0 sont les seuls à se propager à basse fréquence. Expérimentalement, il est possible de limiter la dispersion du signal en choisissant des produits fréquence $\times$ épaisseur entre 0.5 et 2 MHz.mm. En effet, seuls les modes A_0 et S_0 sont alors présents. Ces modes sont de plus peu dispersifs (vitesse de phase et de groupe peu différentes) dans ce domaine de fréquence.

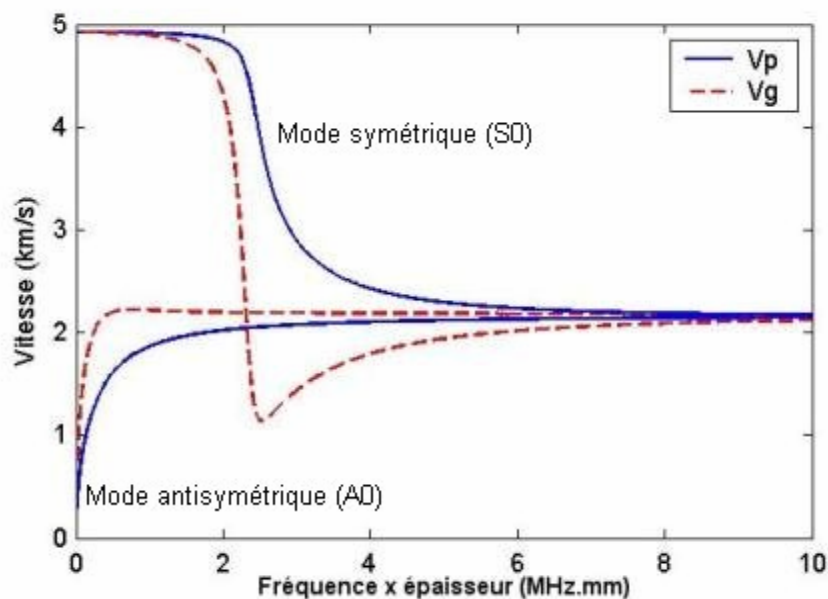


Figure 4.5. Courbes de dispersion des modes S_0 et A_0 pour un stratifié quasi-isotrope constitué de plis tissés de carbone $[0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]_s$ [3]

4.1.2. Composite sandwich à nid-d'abeilles d'aluminium :

Le second échantillon étudié est une plaque sandwich aéronautique de $300 \times 150 \text{ mm}^2$ et 10 mm d'épaisseur, constitué de deux peaux identiques en aluminium (AL2024) de faible épaisseur 0.5 mm et d'un noyau (âme) à nid-d'abeilles en aluminium épaisse beaucoup moins rigide et dense que les peaux. L'insertion de l'âme entre les peaux permet d'augmenter la rigidité en flexion de la structure tout en conservant une masse minimale. En général, les peaux du sandwich sont très minces (épaisseur peau /épaisseur total $\ll 1$) et les modules d'élasticité de l'âme sont nettement inférieurs à ceux des peaux. Les structures sandwichs à nid d'abeille sont susceptibles de subir des contraintes pendant leur fabrication ou en cours de leur utilisation. En effet, les facteurs climatiques : la chaleur, l'humidité, ainsi que la pression atmosphérique, peuvent grandement réduire la résistance et donner naissance à d'éventuels défauts tels que les délaminages et dans certains cas des décollements de la peau avec le nid d'abeilles et par suite la rupture totale de la pièce.

4.1.2.1 : Introduction de défauts :

Un défaut artificiel de type (nylon) a été créé entre la peau et le noyau au cours de l'élaboration, dont la forme est un rectangle de dimension $35 \times 45 \text{ mm}^2$ (figure 4-6 (a)). Ce nylon n'est pas totalement collé, on peut donc le simuler comme un décollement. La deuxième méthode utilisée pour introduire le décollement consiste à chauffer localement la peau du plaque sandwich par une source thermique (chalumeau) par l'intermédiaire d'une pièce en acier (circulaire/rectangulaire). Cette dernière a pour but de freiner la propagation de la chaleur sur toute la plaque et garder la chaleur locale juste les environs du contact pièce/plaque sandwich. (figure 4-6 (b))

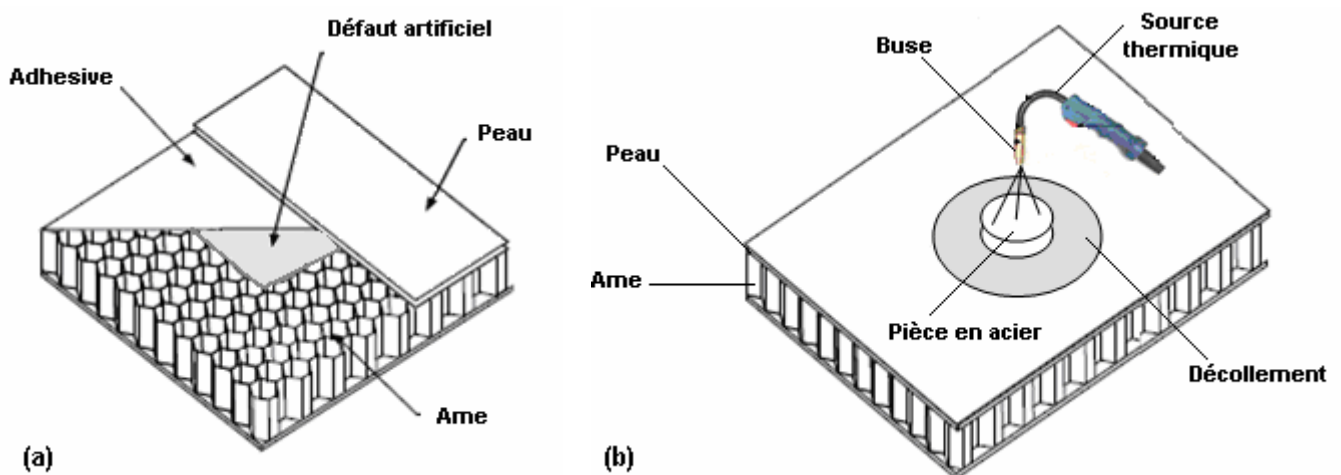
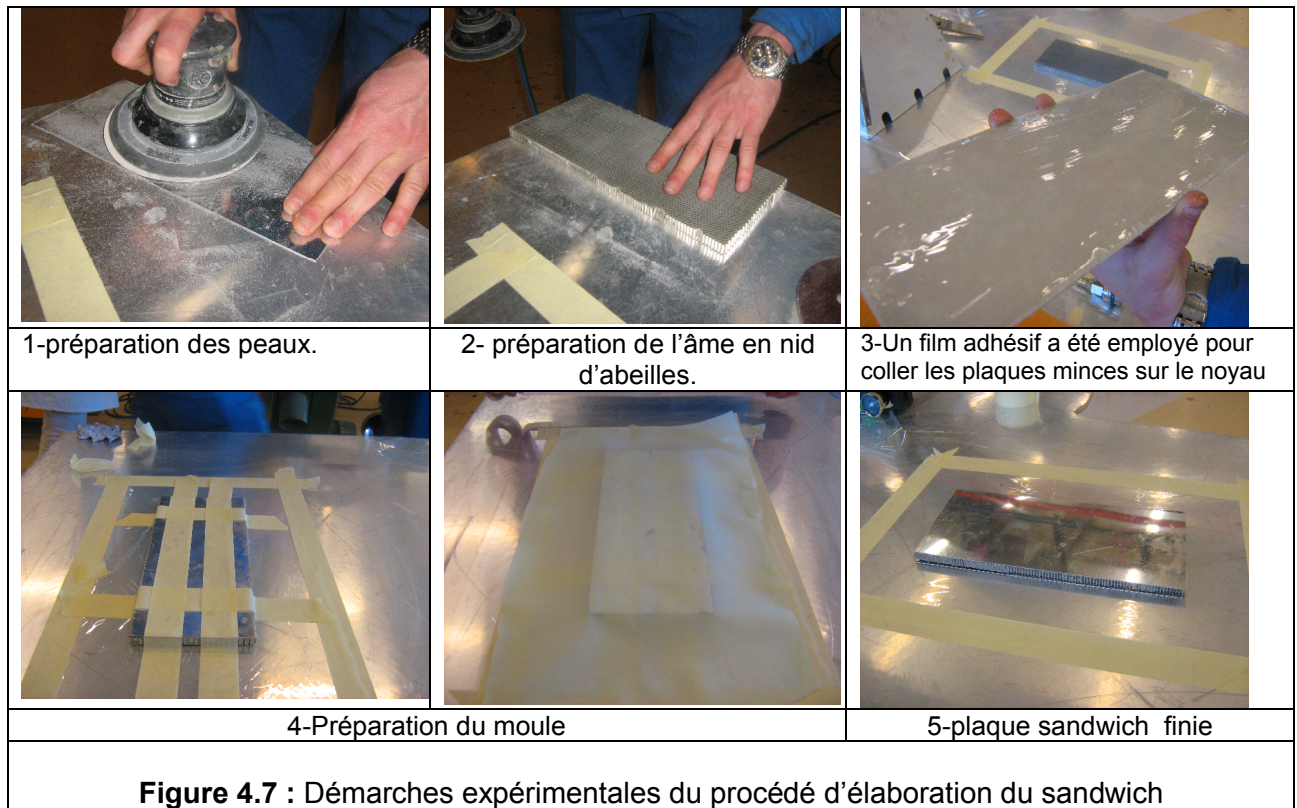


Figure 4.6. Plaques sandwichs avec différents défauts artificiels de décollement.

4.1.2.2. Démarches expérimentales du procédé d'élaboration:

Le même procédé d'élaboration (moulage sous vide) a été utilisé pour les plaques sandwich, et les démarches sont les suivantes :



4.1.2.3. Courbes de dispersion :

Les courbes de dispersion des vitesses de phase et de groupe des quatre premiers modes de Lamb propagatifs dans une plaque d'aluminium, ayant pour caractéristiques [7]: $V_L=6370$ m/s et $V_T=3200$ m/s sont données par la figure 4.8.

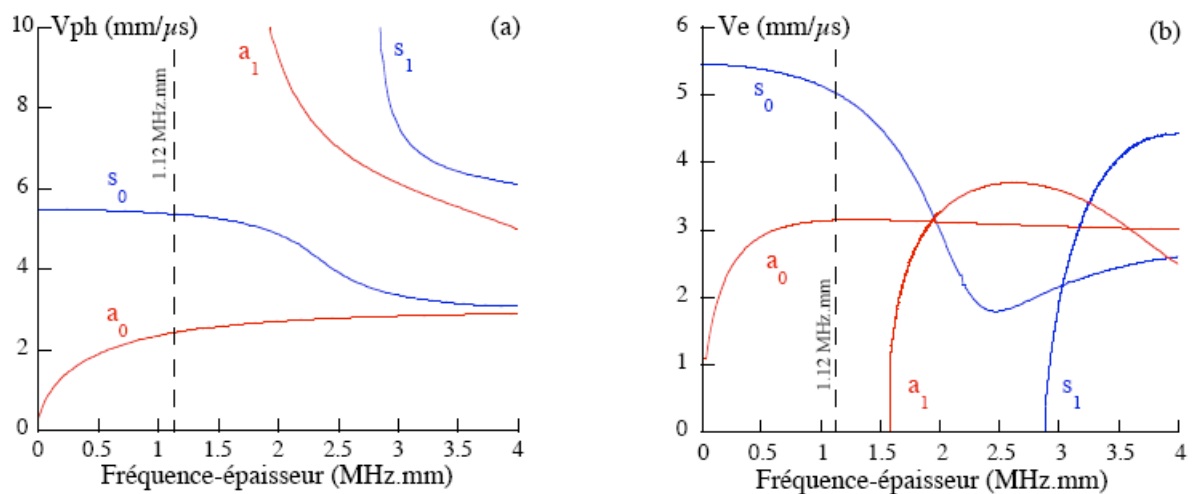


Figure 4.8 : Courbes de dispersion des modes propagatifs dans une plaque en aluminium; (a) vitesses de phase et (b) vitesses d'énergie (groupe) [7].

Le trait pointillé indique le produit fréquence-épaisseur de 1.12 MHz.mm choisi de manière à se placer en dessous de la fréquence de coupure du mode A_1 pour que les seules ondes propagatives soient A_0 et S_0 . De plus, au voisinage de cette fréquence, ces deux modes ne sont pas (ou peu) dispersifs, ce qui facilite la mise en œuvre expérimentale.

Le composite sandwich se compose d'une plaque en aluminium de faible épaisseur, noyau en nid d'abeilles et une couche adhésive. Puisque la couche adhésive est très mince, son effet sur les courbes de dispersion dans une la plaque (peau) d'aluminium seule est pratiquement négligeable [74]. Ces courbes de dispersion peuvent être utilisées pour l'analyse de la propagation les ondes de Lamb dans la plaque sandwich à nid d'abeilles d'aluminium.

4.2. Transducteurs et instrumentation :

4.2.1. Transducteurs :

4.2.1.1. Transducteurs utilisés :

Les deux techniques les plus couramment employées pour générer des ondes ultrasonores dans une plaque sont les techniques : avec contact ou par immersion, en utilisant des transducteurs piézo-électriques. Ces transducteurs sont généralement sensibles à de faibles déplacements, de l'ordre du nanomètre. La présence d'un couplant (eau ou gel) améliore le transfert entre le transducteur et la plaque mais pose des problèmes de reproductibilité par contact. La figure 4.9 présente les deux types de transducteurs utilisés.



Figure 4.9: Transducteurs utilisés : (a) transducteurs à immersion (b) transducteurs par contact.

Des nombreux travaux dans le domaine de la surveillance des endommagements ont permis de développer différents systèmes de mesure. Parmi ceux-ci, les systèmes utilisant des transducteurs piézoélectriques font l'objet de la majorité des

études. L'utilisation de ce type de transducteur présente en effet l'avantage de pouvoir effectuer différents types de mesures comme des mesures d'impédance ou des mesures en propagation d'ondes. Les transducteurs utilisés sont des capteurs piézoélectriques de type PANAMETRICS dits « large bande » c'est-à-dire qu'ils sont capables de générer des ondes longitudinales dans un intervalle de fréquence étendu. Les Caractéristiques sont données dans le tableau 4.2.

Transducteur	Type	Fréquence (MHz)	Dimension (mm)	Bande passante à - 3dB (MHz)
Contact	Panametrics V413	0.5	12.7×25.4	-
	Panametrics V303	1.0	Φ 9,5	-
	Panametrics V125	2.25	Φ 9.5	-
	Panametrics V126	3.5	Φ 9.5	-
	Panametrics V183	5	Φ 9.5	4.45-6.05
Immersion	Panametrics V326	5	Φ 9.5	3.05-6.65
	Panametrics V327	10	Φ 9.5	7.36-12.92

Tableau 4.2 : Caractéristiques des transducteurs utilisés.

4.2.1.2. Transducteurs à sabot :

Pour générer et détecter des ondes de Lamb et en particulier le mode S_0 aux plus basses fréquences (les fréquences pour lesquelles le mode S_0 est très peu dispersif), on a utilisé pour cette étude la méthode du coin, basée sur le principe de Snell-Descartes. L'onde incidente est générée par un transducteur acoustique de contact. Ce transducteur est monté sur un prisme (sabot) en matière plexiglas permettant de réfracter des ondes longitudinales sous incidence oblique dans le matériau contrôlé. Le sabot est coupé acoustiquement à la plaque par une de ses faces, alors que le transducteur piézoélectrique est placé sur la face inclinée (figure 4.10).

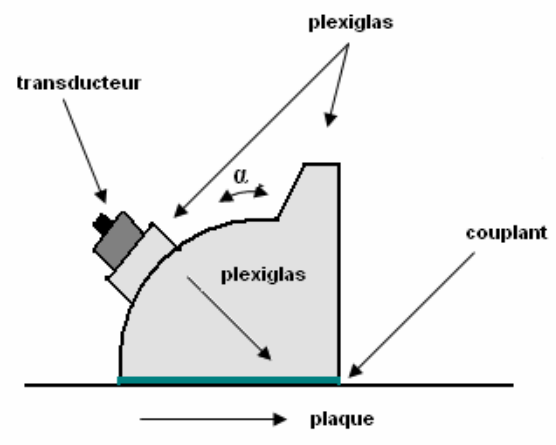
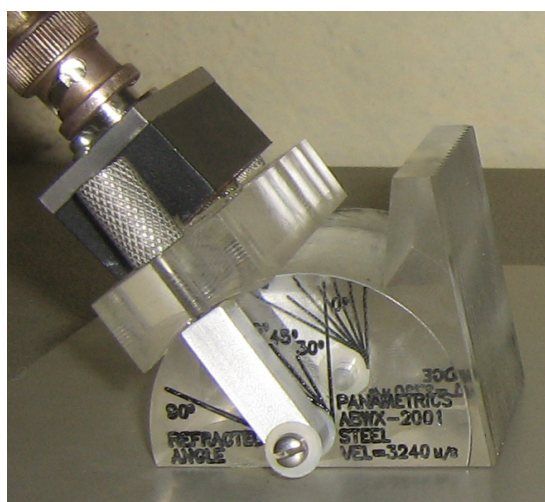


Figure 4.10 : Transducteur à sabot.

La liaison entre le transducteur et le sabot est assurée par un couplant de type gel ou huile. Le système piézo-électrique et le support en plexiglas sont placés sur un autre support en plexiglas permettant de régler l'angle d'incidence α de l'onde émise et d'améliorer le rendement de l'onde engendrée dans la plaque, avec :

$$\sin \alpha = V_L / V$$

avec V_L est la vitesse longitudinale dans le prisme et

V est la vitesse de phase de l'onde de Lamb souhaitée.

Ces transducteurs présentent l'avantage de pouvoir engendrer des ondes de Lamb dans un grand intervalle de fréquence mais présentent un inconvénient notable: la présence de couplant entre la plaque et le sabot ne permet pas de faire des mesures reproductibles en amplitude.

4.2.2. Instrumentation :

Un générateur d'impulsion conventionnel de type OLYMPUS, Modèle 5800Pr, est utilisé pour fournir une énergie, qui est convertie en signal ultrasonore dans le matériau piézoélectrique du transducteur émetteur de type Panamertics V413. Le transducteur récepteur est relié à l'entrée du récepteur du générateur ou un préamplificateur séparé. Ce dernier, est utilisé pour améliorer l'isolation du signal qui est nécessaire à l'abaissement du taux de bruit - signal. Le préamplificateur utilisé, a des positions de gain RF variables 20 / 40 / 60dB et une atténuation de 0 à 65.9dB avec une résolution de 0.1 dB. Les signaux enregistrés à ce propos, sont amplifiés en utilisant des gains appropriés pour chaque matériau, de manière à éviter la saturation des signaux. Le signal ultrasonore, reçu et amplifié, est acheminé vers l'oscilloscope numérique (Tektronix TDS, modèle 3054) qui permet la visualisation et traitement des données. Le réglage approprié du temps d'oscilloscope est nécessaire pour le traitement ultérieur des signaux.

4.2.2.1. Acquisition des signaux :

Les signaux temporels de 200 μ s sont acquis sur 10000 points par l'oscilloscope numérique (bande passante 15 MHz) permettant un échantillonnage des données sur un nombre de points réglable. Afin d'éliminer le bruit parasite de ces signaux, l'oscilloscope effectue un moyennage sur 512 relevés successifs.

4.2.2.2. Type d'excitation utilisée:

L'excitation électrique des capteurs se fera en régime impulsionnel par une impulsion brève $5\mu\text{s}$ permet une émission relativement large bande. Les ondes mécaniques sont générées dans un large domaine de fréquence, mais le spectre utilisable reste conditionné par la fonction de transfert en émission et en réception des capteurs. La réception du signal transmis sur un capteur identique après sa propagation à l'intérieur d'un échantillon permet de visualiser la fonction de transfert complète du système émetteur/plaque/récepteur. La figure 4.11 représente un signal d'excitation et son spectre de fréquence pour une fréquence du capteur de 500 KHz.

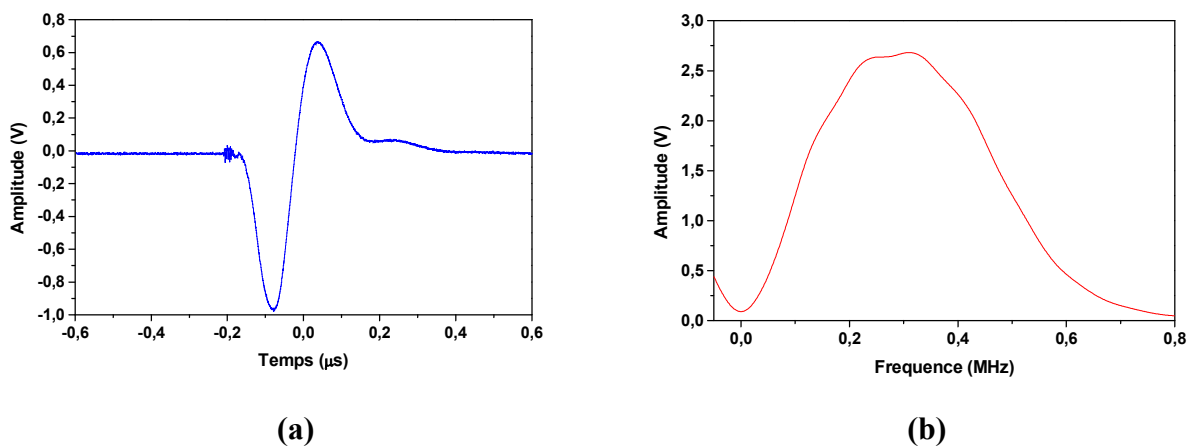


Figure 4.11: Signal d'excitation. Représentation temporelle (a) et fréquentielle (b).

4.3. Images C-scan, B-scan :

4.3.1. Dispositif expérimental :

Pour caractériser la taille et la forme effectives des défauts introduits, nous avons utilisé une technique conventionnelle basée sur l'imagerie ultrasonore. Cette technique est réalisée à l'aide d'un système d'inspection en immersion en utilisant la méthode par transmission dont la configuration expérimentale est illustrée par la figure 4.12. Le balayage automatique est réalisé en transmission à l'aide d'une cuve, utilisée spécialement pour le contrôle des petites pièces plates ou cylindriques. Elle est équipée de trois chariots qui se déplacent suivant trois axes (x, y, z). Deux transducteurs ultrasonores identiques de fréquence 5 MHz et de diamètre 9,5 mm sont fixés sur des support sonde, qu'on peut les régler à l'aide de deux pignons : l'un pour l'orientation verticale et l'autre pour l'orientation transversale. Pour assurer la propagation des ondes ultrasonores, on a utilisé comme milieu élastique l'eau douce dans lequel la pièce et les sondes sont immergées.

Les transducteurs sont reliés à un générateur d'impulsions ultrasonores, lui-même relié à un oscilloscope. Les signaux visualisés sur l'oscilloscope sont récupérés sur ordinateur par le biais d'une liaison GPIB.

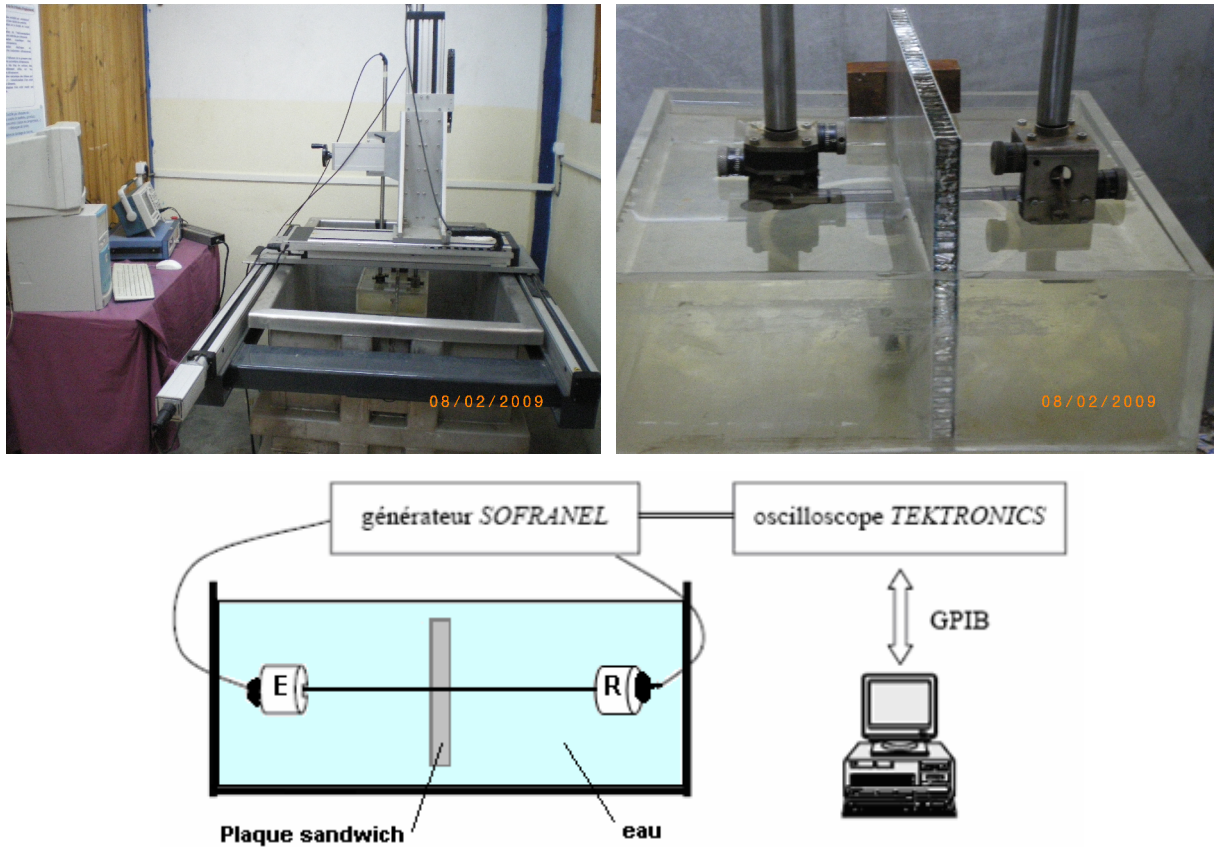


Figure 4.12 : Dispositif expérimental (imagerie C-scan en transmission)

4.3.2. Résultats :

La figure 4.13 représente respectivement les images C-scan et B-scan de défaut de délaminage (téflon) induit dans le stratifié carbone époxy.

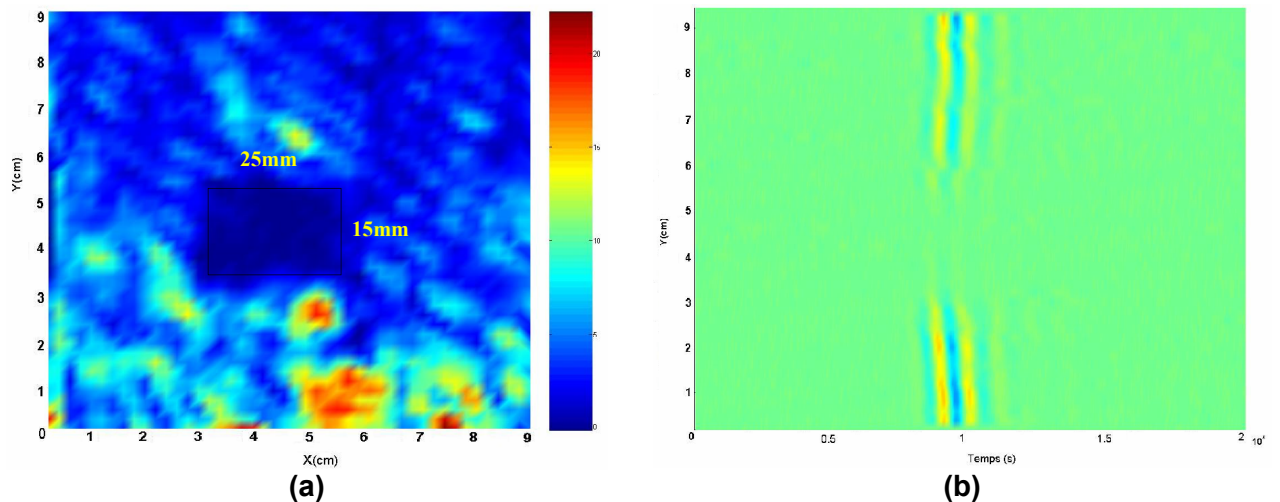


Figure 4.13: Images C-scan (a) et B-scan de défaut artificiel du téflon (plaque stratifiée).

Les figures 4.14, 4.15 et 4.16 représentent respectivement les images C-scan et B-scan des défauts de décollements introduits dans les plaques sandwich à nid d'abeilles d'aluminium.

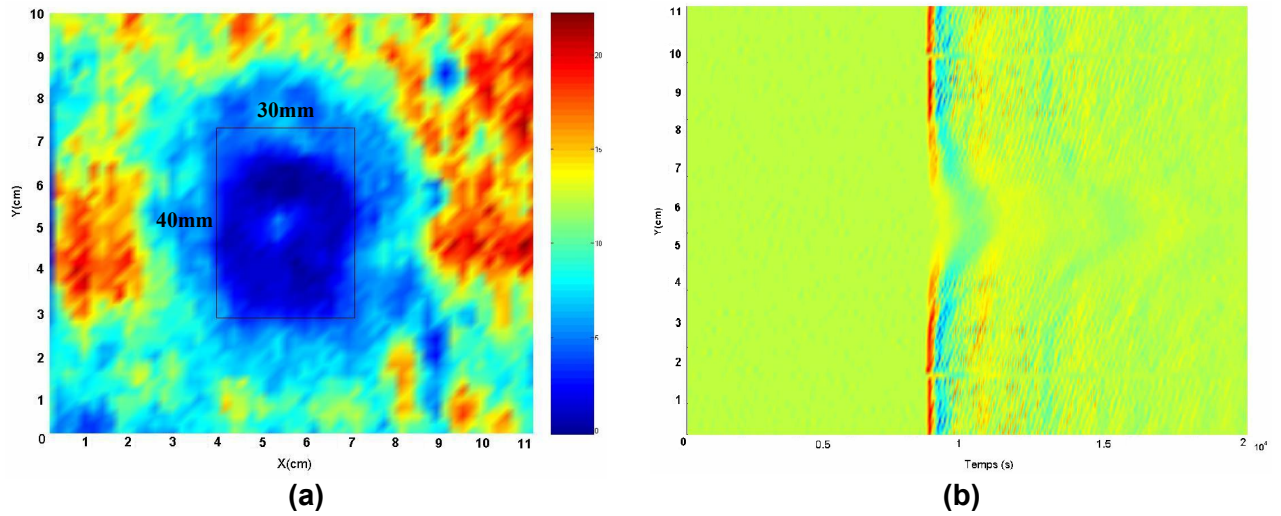


Figure 4.14: Images C-scan (a) et B-scan (b) de défaut décollement (nylon).

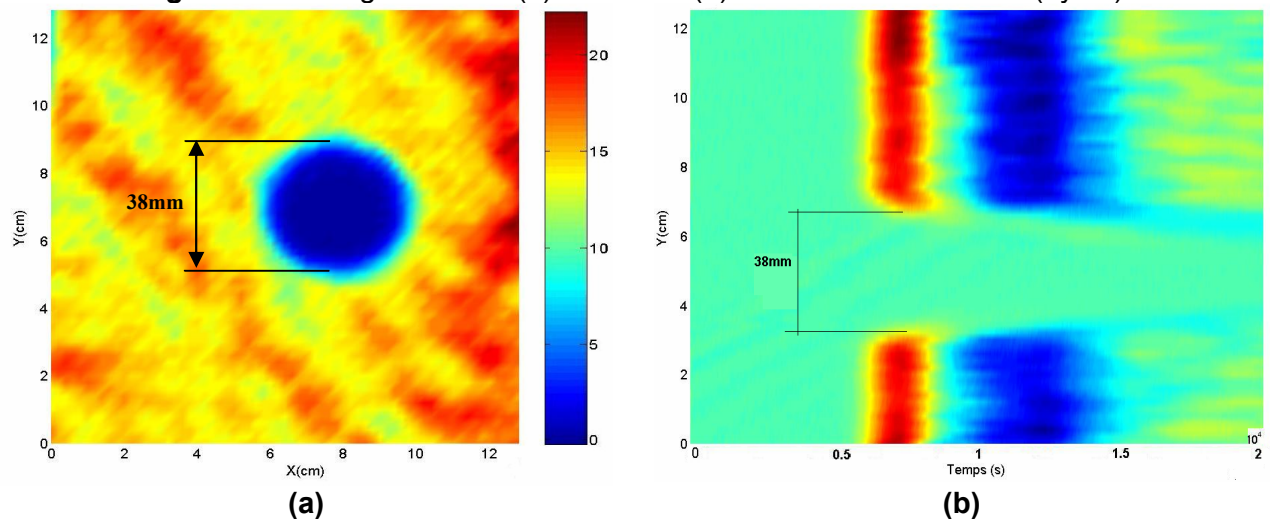


Figure 4.15: Images C-scan (a) et B-scan (b) de défaut décollement circulaire.

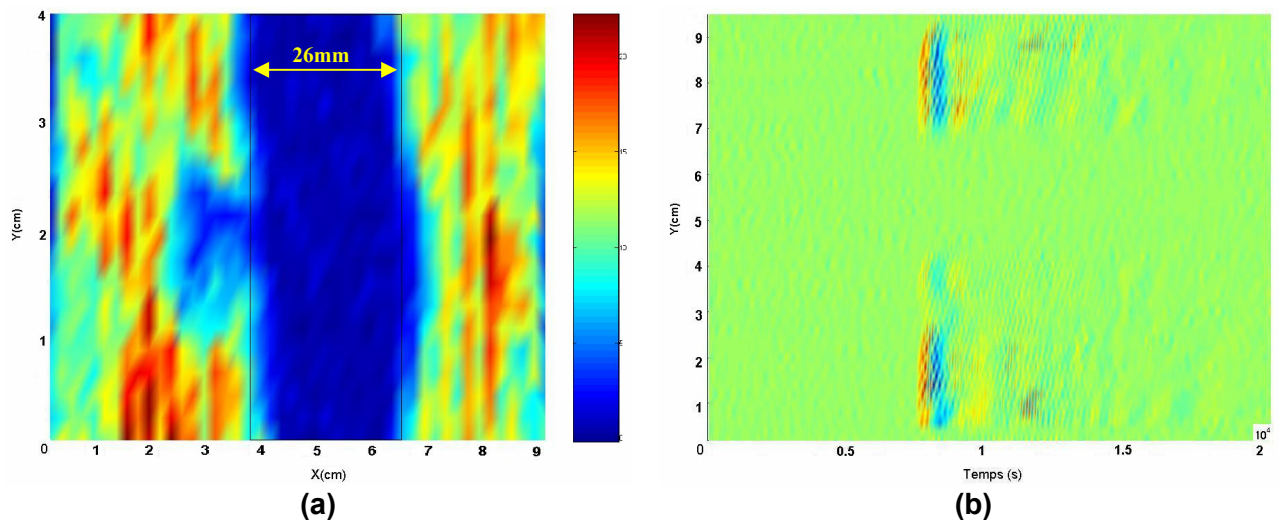


Figure 4.16: Images C-scan et B-scan de défaut décollement rectangulaire.

4.3.3. Formation des images :

Tout d'abord, un signal temporel A-scan (intensité en fonction du temps) est obtenu lors du balayage automatique pour chaque localisation précise du capteur avec un pas de 2 mm. La juxtaposition des signaux temporels obtenus suivant deux lignes de balayage permet de constituer une image appelée C-scan. Pour la représentation des données C-scan, on a choisi de prendre à chaque position la valeur maximale du signal transmis. Ensuite ces différentes valeurs sont codées sur une palette de 256 niveaux de couleur allant du bleu jusqu'au rouge. Pour la représentation des données B-scan (position spatiale du capteur, temps), on prend une ligne des données C-scan où se positionne le défaut et on représente l'ensemble des points de cette ligne en fonction de leurs signaux temporels respectifs.

4.3.4. Discussion :

Vu les résultats obtenus, on remarque que chaque image C.scan présente une zone bleue sombre qui représente l'image de défaut introduit. La différence de couleur à chaque position de la surface de balayage nous donne l'information sur l'intensité du signal transmis correspondant. La couleur bleue sombre représente l'endroit où l'intensité de signal transmis est pratiquement nulle (présence de défaut) alors que la couleur rouge représente l'endroit où l'intensité de signal transmis est maximale. Concernant les images B.scan, on remarque la disparition du signal temporel par rapport à un état de référence rend compte de la présence d'un défaut. En délimitant les zones de défauts sur les images C-scan, on obtient leurs tailles (tableau 4.3).

Plaques	Défauts insérés	Taille image C-scan (mm)	Taille réelle (mm)
Stratifié carbone époxy	téflon	15×25	20×30
Sandwich à nid d'abeilles d'aluminium.	nylon	40×30	45×35
	décollement circulaire	38 Ø	40 Ø
	décollement rectangulaire	26×40	28 ×40

Tableau 4.3: Comparaison entre la taille réelle et par images C-Scan des défauts

En comparant les résultats obtenus, on peut dire que le dimensionnement de défauts macroscopique par une simple image C-scan est faisable et les résultats sont satisfaisants. Cependant, la précision de la mesure peut être nettement améliorée si on affine le pas de balayage. En revanche cette technique prend beaucoup de temps lors des expériences. Il faut donc un compromis entre la précision désirée et la lourdeur des mesures.

4.4. Détection de défauts à l'aide d'ondes de Lamb :

Des mesures ont été faites dans des régions présentant des défauts ainsi que dans des régions saines, et ce dans le cas de la plaque sandwich comme dans celui du stratifié. Pour chaque site, des mesures répétitives ont permis de s'assurer que les résultats étaient parfaitement reproductibles. Deux méthodes sont utilisées : une méthode temporelle basée sur le retard entre l'écho de référence et l'écho en présence d'un défaut et une méthode spectrale basée sur la transformée de Fourier (FFT) des signaux obtenus dans les deux cas de configuration. Le traitement des signaux ultrasonores, pour les applications du contrôle non destructif des matériaux, se fait généralement dans le domaine temporel. Cependant, l'avantage de travailler dans le domaine fréquentiel est le fait qu'un signal de fréquence f , produit par un endommagement, peut être aisément déconvolué. Cette déconvolution est possible dans le domaine fréquentiel, même si les deux signaux se chevauchent dans le domaine temporel. De plus, l'analyse fréquentielle des signaux révèle souvent des informations d'aspect physique sur le milieu de propagation.

4.4.1. Détection de défauts dans la plaque sandwich :

4.4.1.1. Configuration expérimentale :

Afin de vérifier nos prévisions théoriques, un dispositif expérimental permettant la génération des ondes de Lamb et l'acquisition des signaux temporels est décrit sur la figure 4.17. Ce dispositif consiste à placer deux transducteurs de type PANAMETRICS V413, de même fréquence nominale en mode transmission, séparés avec une distance de 100 mm et inclinés avec un angle correspondant à la propagation d'une onde de Lamb. Un mode S_0 a été généré dans la plaque afin de vérifier leur sensibilité à la détection des défauts.

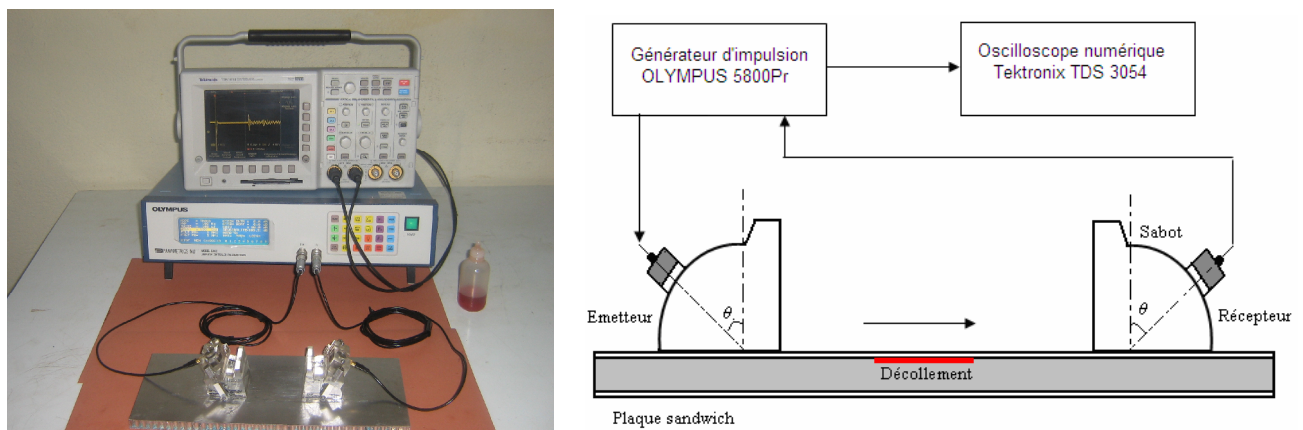


Figure 4.17: Dispositif expérimental par contact (Génération et détection du mode de Lamb S_0)

Pour générer les ondes de Lamb, chaque transducteur est placé sur un support en plexiglas (sabot) à angle variable permettant de régler l'angle d'incidence. La liaison entre cet élément actif et le plexiglas est assurée par un couplant de type gel ou huile. Un générateur d'impulsion conventionnel de type OLYMPUS, Modèle 5800Pr, est utilisé pour fournir une énergie électrique en régime impulsionnel de durée de $5\mu\text{s}$. Les signaux enregistrés à ce propos, sont amplifiés et acheminés vers l'oscilloscope numérique (Tektronix TDS, modèle 3054). Le réglage approprié du temps d'oscilloscope est nécessaire pour le traitement ultérieur des signaux.

4.4.1.2. Interaction du mode S_0 avec un décollement :

Dans un premier temps, les expériences sont effectuées sur la première plaque sandwich avec un défaut artificiel (nylon). La Configuration expérimentale est illustrée par la figure 4.18. On obtient ainsi un signal de référence qui correspond au mode de Lamb S_0 avec une fréquence du transducteur de 500 KHz dans une région saine. Puis on prélève à nouveau le signal obtenu en présence de défaut. A partir des signaux temporels on a pu tracer les spectres de fréquence correspondant. Les deux représentations : temporelle et fréquentielle sont données par la figure 4.19

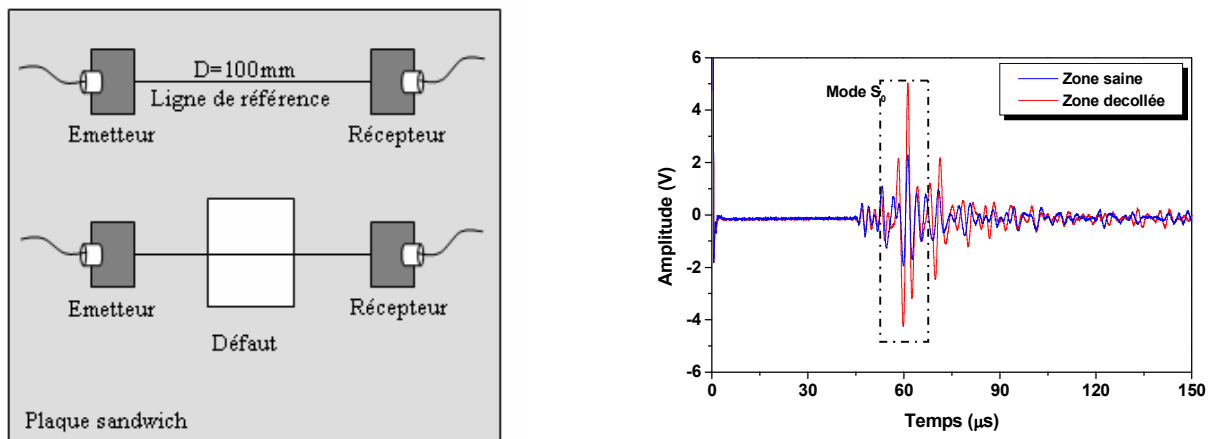


Figure 4.18 : Configuration expérimentale et signaux reçus du mode S_0

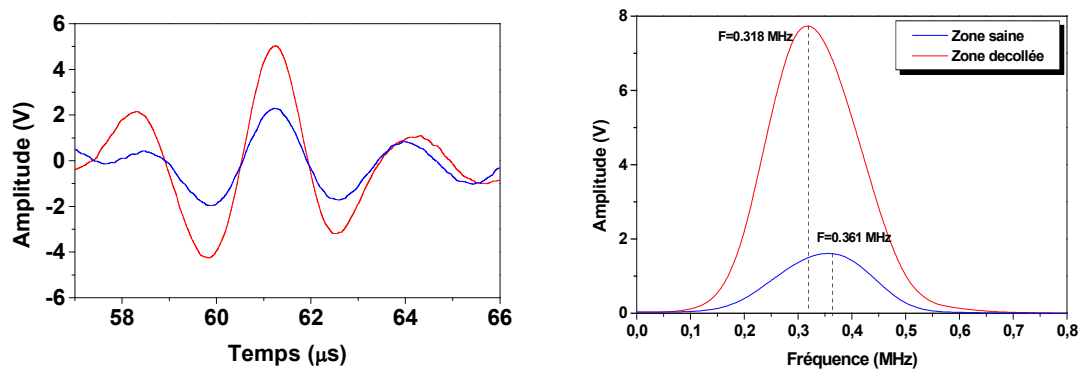


Figure 4.19: Représentation temporelle (a) et fréquentielle (b) des signaux en présence et en absence de défaut.

Les expériences ont été reproduites avec la deuxième plaque présentant deux types du décollement artificiel (circulaire et rectangulaire). On obtient ainsi un signal de référence du mode S_0 dans une région saine où la peau et le noyau sont bien collés. Puis on prélève à nouveau le signal obtenu en présence de deux types du décollement.

Les Configurations expérimentales ainsi que les signaux correspondant pour chaque défaut, sont illustrées par la figure 4.20. La superposition des trois signaux temporels ainsi que leurs spectres de fréquence sont représentés sur la figure 4.21

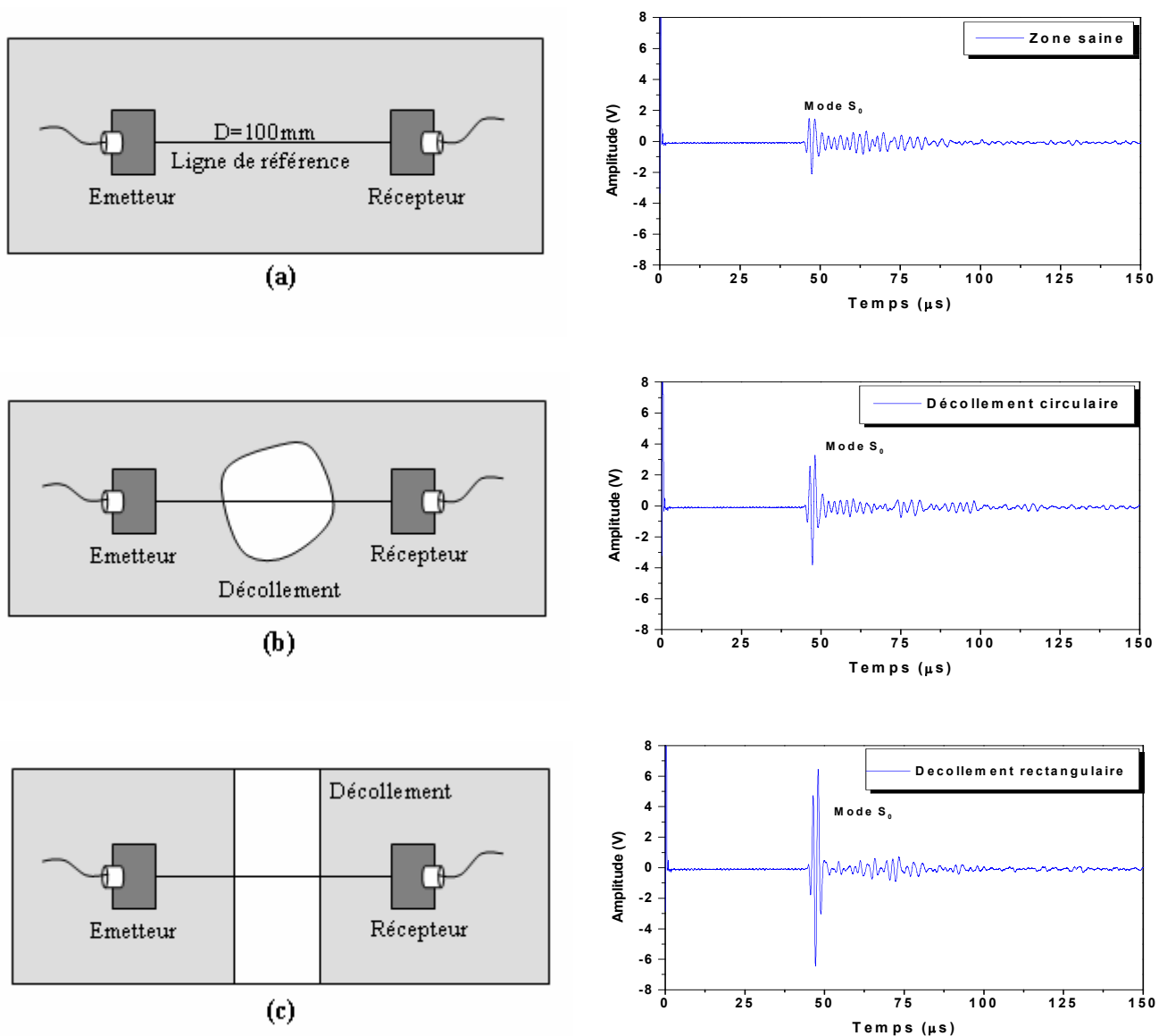


Figure 4.20 : Configurations expérimentales et signaux mesurés du mode S_0 . (a) ligne de référence, (b) décollement circulaire, (c) décollement rectangulaire.

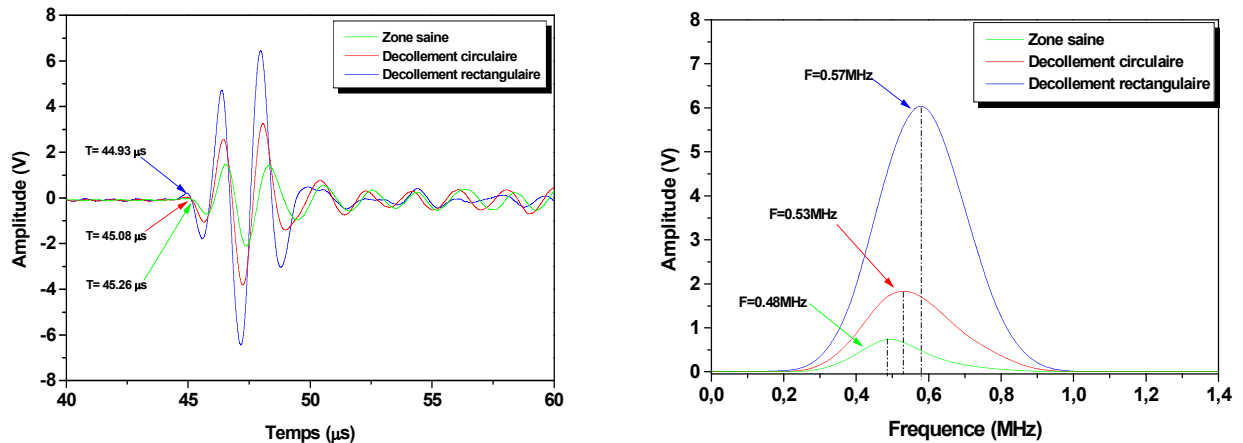


Figure 4.21 : Partie des signaux temporels (a) et leurs spectres de fréquences (b)

4.4.1.3. Discussion :

La comparaison entre les signaux reçus selon deux lignes de propagation en présence et en absence de défauts (figure 4.19 et 4.21) permet d'observer une légère amplification du signal lors de l'interaction du mode S_0 avec le défaut. Cette amplification est plus importante dans le deuxième cas, et en particulier le décollement rectangulaire. Par conséquent, on remarque un décalage de fréquence entre les deux zones.

On peut conclure que cette différence en amplitude du mode S_0 est due à l'absence d'adhérence entre la peau et le nid –d'abeilles. Une partie de l'énergie qui se propage dans la plaque est absorbé par la couche adhésive et le nid d'abeille. Cependant, l'amplitude du signal des ondes serait largement atténuée. Ce phénomène appelé la diffusion des ondes de Lamb. La figure 4.22 montre la propagation d'un mode de Lamb S_0 dans la plaque sandwich à nid d'abeilles d'aluminium en présence du décollement.

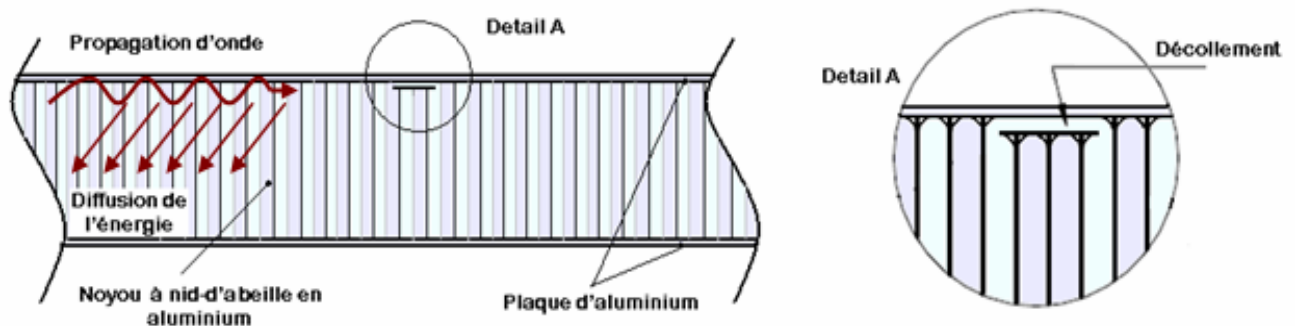


Figure 4.22 : Propagation d'onde dans une plaque sandwich en présence du décollement

Par contre, dans la région présentant un défaut (décollement), la peau n'est pas adhérente au noyau de nid d'abeilles, ainsi la diffusion de l'énergie transmise par l'interface est moins efficace et l'énergie reçue est plus grande. Par conséquent, le mode propageant dans la plaque sandwich connaît une augmentation d'amplitude au niveau de la zone décollée [73,74,76].

Une comparaison entre les spectres de fréquence des signaux en présence et en absence de défaut, pour le premier cas (défaut nylon) figure 4.19-b, ainsi que pour le deuxième cas (décollement circulaire et rectangulaire) figure 4.21-b, permet d'observer aussi un léger décalage en fréquence. Cela est dû au changement des vitesses de groupe du mode S_0 , par l'intermédiaire des temps d'arrivée, dans les bonnes et mauvaises régions.

4.4.1.4. Rapports d'amplitude des signaux transmis :

Les expériences ont été reproduites en prenant comme défaut le décollement circulaire, ce qui nous a permis de générer le mode S_0 à différent produit fréquence épaisseur. Il s'agit dans cette expérience de comparer la variation d'amplitude A_2 du signal transmis en présence de défaut par rapport à l'amplitude A_1 du signal transmis en absence de défaut. Pour chaque fréquence du transducteur, les signaux reçus sont représentés dans la figure 4.23. On remarque de façon évidente, que l'amplitude du signal reçu par le transducteur récepteur augmente en présence du décollement, pour toutes les fréquences utilisées.

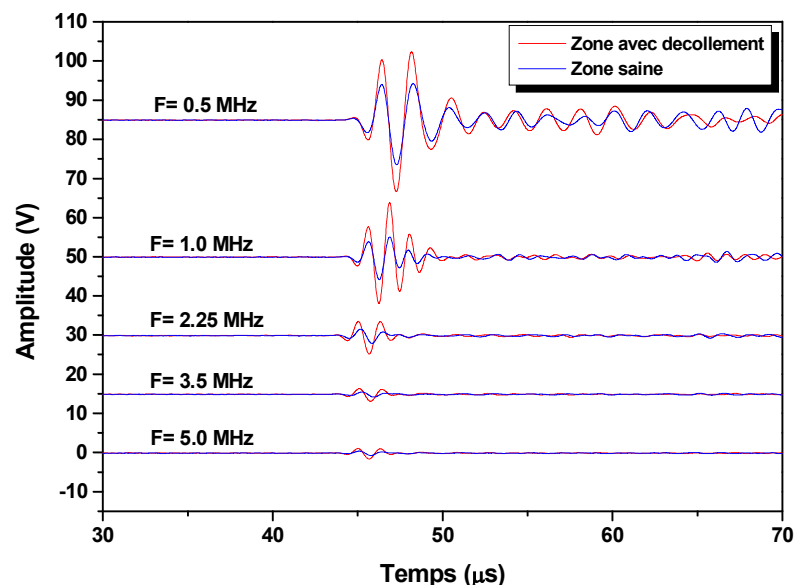


Figure 4.23 : Signaux temporels reçus du mode S_0 en absence et en présence de décollement.

En analysant le spectre de fréquence (FFT) du mode S_0 reçu pour chaque fréquence du transducteur, on a pu observer un décalage en fréquence, par l'intermédiaire de temps d'arrivée, Comme montre la figure 4.24.

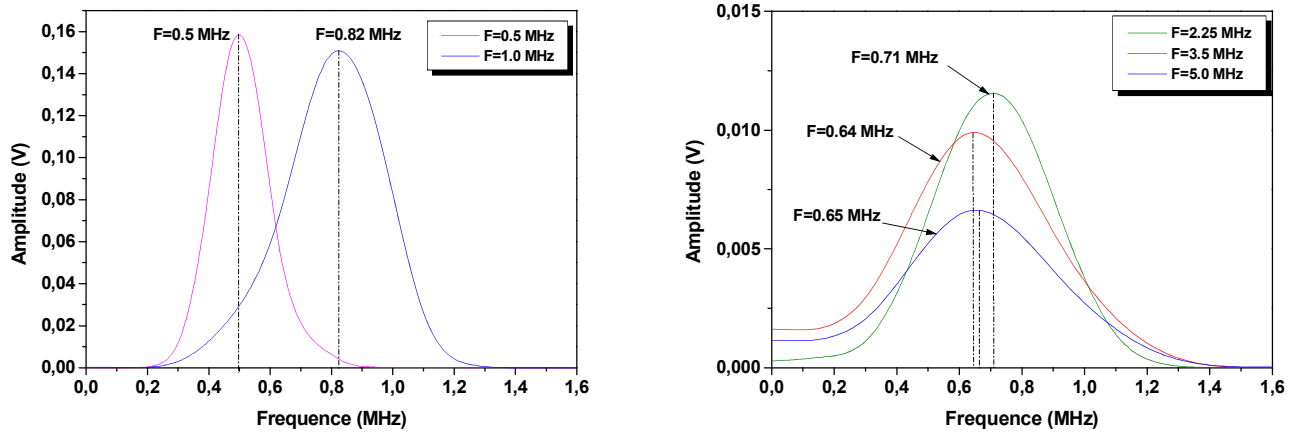


Figure 4.24 : Spectre de fréquence du mode S_0 reçu pour chaque fréquence.

Le tableau ci-dessous représente les rapports d'amplitude $(A_2-A_1)/A_2$ pour chaque fréquence du transducteur. Ce tableau montre que le rapport d'amplitude varie en fonction de la fréquence. De plus, sa valeur est plus importante pour le produit fréquence épaisseur $f.d = 0.5 \text{ MHz.mm}$ (67.5%).

Fréquence du transducteur (MHz)	Fréquence×épaisseur (MHz.mm)	Fréquence centrale (MHz)	Amplitude (V)		Rapport d'amplitude $(A_2- A_1)/A_2(\%)$
			Région décollée	Région saine	
0.5	0.25	0.5	14.8	6.2	58.1
1.0	0.5	0.82	29.9	9.7	67.5
2.25	1.125	0.71	5.9	2.2	62.7
3.5	1.75	0.64	5.3	2.1	60.3
5.0	2.5	0.65	3.28	1.29	60.6

Tableau 4.4 : Rapports d'amplitude des signaux pour chaque fréquence.

En comparant les rapports d'amplitude dans les mêmes conditions d'essai pour chaque fréquence, on montre que le mode S_0 est plus sensible au décollement à la fréquence de 1 MHz. Cela est dû à une grande atténuation des ondes provoquée par la couche adhésive et le nid d'abeilles. L'étude des courbes de dispersion montre que la vitesse de groupe du mode symétrique S_0 diminue lorsque le produit fréquence épaisseur augmente jusqu'à $f.d=2.5 \text{ MHz.mm}$ (figure 4.7). En ce point, l'énergie acoustique diffusée est plus grande dans l'interface entre peau et le nid d'abeille. Par conséquent, l'onde met du temps en se propageant dans la plaque. L'augmentation d'amplitude au niveau de la zone décollée est une mesure de la sensibilité du mode S_0 au défaut à l'interface de peau-noyau.

4.4.2. Détection de défauts dans la plaque stratifiée:

4.4.2.1. Interaction du mode S_0 avec un délaminage :

Des expériences ont été menées dans un premier temps sur une plaque stratifiée carbone/époxyde $[0^\circ, 90^\circ, 45^\circ, -45^\circ]_S$ présentant deux défauts artificiels du délaminage (téflon). Le même dispositif expérimental précédant a été utilisé (figure 4.17). On obtient ainsi un signal de référence qui correspond au mode de Lamb S_0 avec une fréquence du transducteur de 500 KHz dans une région saine. Puis, on prélève à nouveau le signal obtenu en présence des défauts de délaminage.

Lorsque une onde de Lamb incidente rencontre un défaut de délaminage situé près de la surface (entre le 2ème et le 3ème plis), il est possible d'observer une diminution d'amplitude du signal reçu du mode S_0 ainsi qu'un décalage de fréquence vers la gauche, face à la présence du téflon (figure 4.25). Cette diminution a comme conséquence la séparation de l'onde face au délaminage, et une majeure partie de l'énergie est attirée par des sections plus épaisses du stratifié (figure 4.26). Par contre, si le signal est pris juste au-dessus d'un délaminage peu profond (entre le 4ème et le 5ème plis), une diminution significative en amplitude serait notée [75].

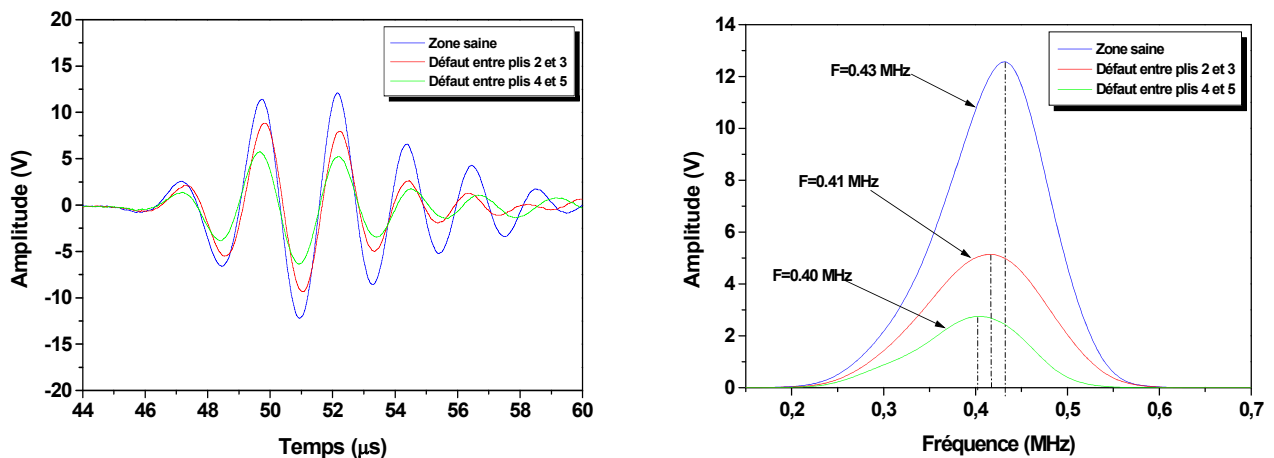


Figure 4.25 : Représentation temporelle (a) et fréquentielle (b) des signaux en présence et en absence de défaut.

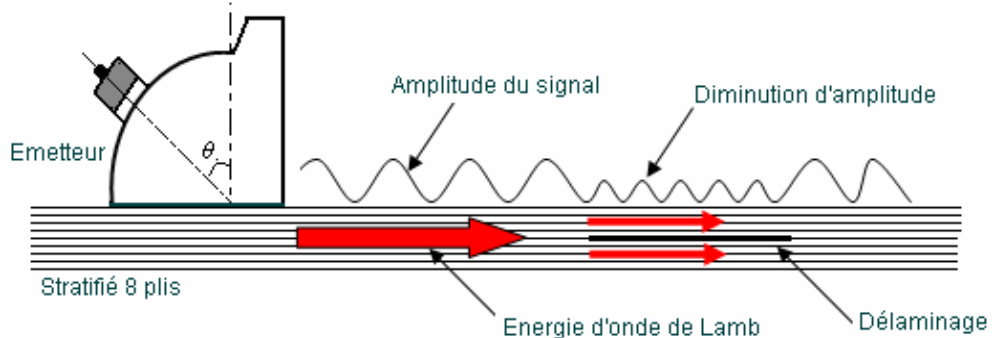


Figure 4.26 : Interaction d'onde de Lamb avec un défaut de délaminage.

Pour évaluer la taille et l'endroit linéaire du défaut de délaminage, une nouvelle technique d'inspection quantitative en utilisant l'atténuation des ondes de Lamb a été développée [33]. La méthode consiste à mesurer la transition de l'amplitude maximum du premier paquet d'ondes du mode S_0 transmis dans une ligne de balayage comprenant l'axe principal du premier délaminage situé entre le 4ème et 5ème plis. Une soudaine baisse de l'amplitude était clairement observée, et nous avons pu déterminer l'endroit du bord de délaminage.

La figure 4.27 illustre la configuration expérimentale de la technique utilisée. Le système émetteur-récepteur est déplacé suivant une ligne parallèle à l'axe Y avec une distance constante de 110 mm entre les capteurs. La surface d'inspection objective dans la plaque était 200 mm de longueur.

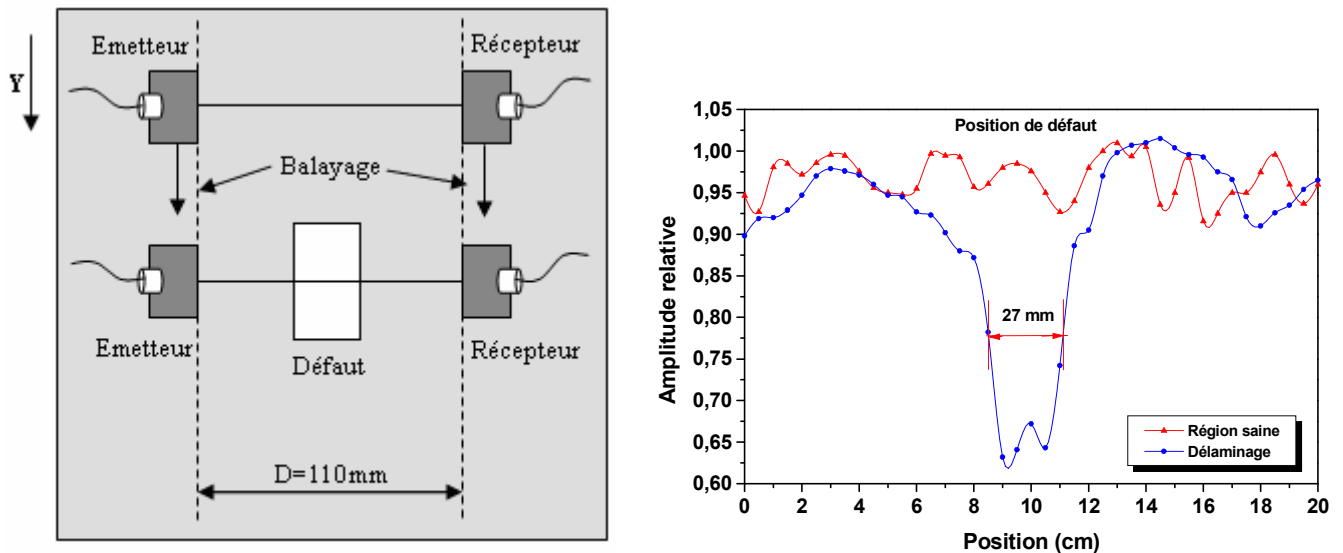


Figure 4.27 : Configuration expérimentale et résultat de la distribution de l'amplitude.

En comparant ce résultat avec celle de l'image C-scan conventionnelle, nous avons confirmé que le délaminage a une surface presque rectangulaire de 27mm de longueur et démontré ainsi la faisabilité du contrôle en utilisant les ondes de Lamb.

4.4.2.2. Interaction du mode S_0 avec un défaut calibré :

Pour l'estimation préliminaire de la sensibilité du mode de Lamb S_0 à l'apparition d'un défaut localisé de taille croissante, nous avons choisi d'introduire des trous de diamètre contrôlé dans la plaque stratifiée carbone/époxy, entre l'émetteur et le récepteur. Le diamètre des trous augmente de 1 à 10 mm avec un pas de 1mm. La fréquence utilisée pour l'optimisation de l'excitation de S_0 est $f = 500$ KHz. Deux configurations expérimentales ont été mises en place.

La première été par transmission comme nous l'avant déjà vu et la deuxième est une expérience par réflexion qui consiste à placer le transducteur émetteur et le transducteur récepteur sur un même plan, comme le montre la figure 4.28-a.

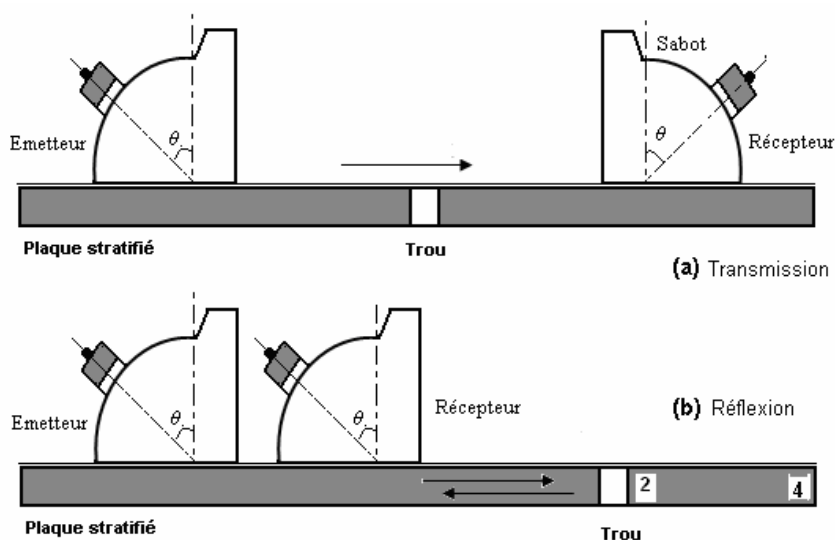


Figure 4.28: Configuration expérimentale : transmission (a) et réflexion (b).

A. Expérience en transmission :

Les observations préliminaires des signaux temporels transmis nous ont permis de constater que les paquets d'ondes transmis au récepteur après interaction avec ce type de défaut voient leur amplitude s'atténuer légèrement. De plus, il intervient un léger décalage temporel entre les signaux transmis dans la région saine et ceux transmis dans le cas endommagé. Dans le cas où les trous ont un petit diamètre, ces manifestations peuvent être quasiment imperceptibles si l'on se limite à la simple observation des signaux transmis. La figure 4.29 par d'exemple, représente un signal de référence correspondant à la transmission du mode S_0 dans la plaque saine et les signatures des trous de diamètre 1mm, 3mm et 5mm.

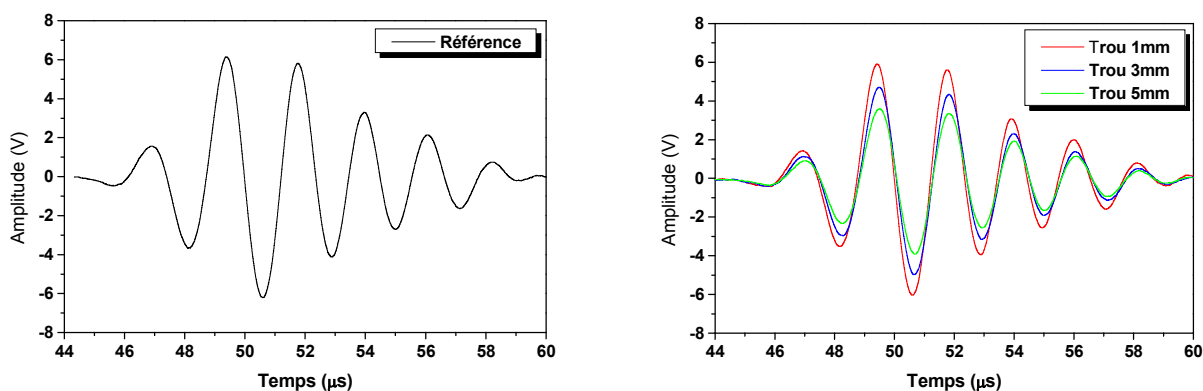


Figure 4.29 : Signaux transmis dans le cas sain et dans le cas de la plaque endommagée par un trou de diamètre 2mm, 4mm et 6mm.

Dans le but d'augmenter la visibilité de la signature des défauts, on a représenté sur la figure 4.30-a, l'évolution de l'amplitude maximale du spectre en déciBel en fonction du diamètre du trou, en prenant comme niveau de référence la valeur dans le cas de la plaque saine. Quant à la figure 4.30-b, elle représente l'évolution du décalage temporel déduit du déphasage des spectres des premiers paquets d'onde transmis. Dans ce cas, on observe une décroissance de ces deux grandeurs en fonction du diamètre du trou. Par conséquent, l'apparition d'un endommagement est clairement mise en évidence et permet également le dimensionnement du défaut.

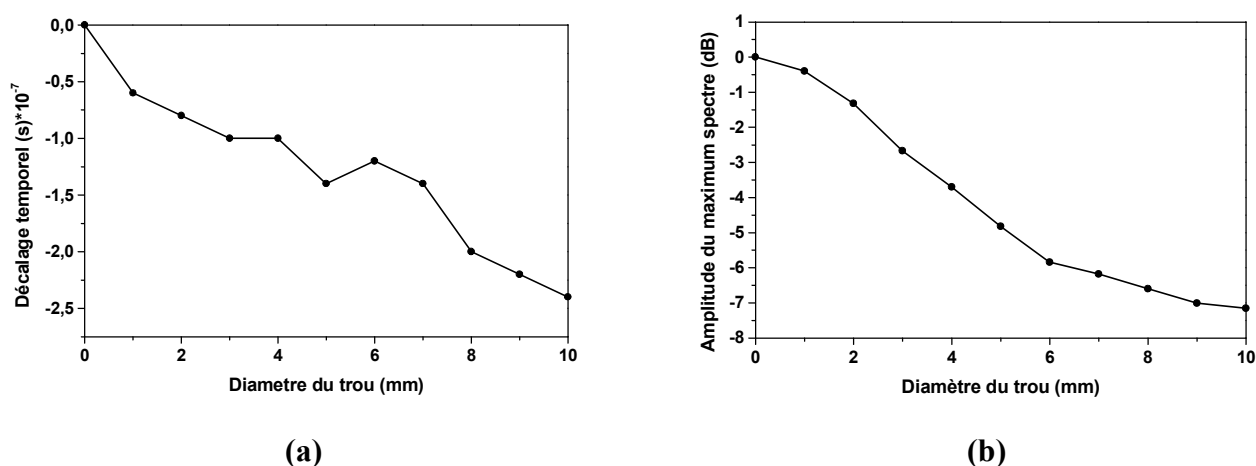


Figure 4.30 : Amplitude (a) et décalage temporel (b) du maximum du spectre d'onde transmis.

B. Expérience en réflexion :

Un autre dispositif expérimental consiste à placer le transducteur émetteur et récepteur sur un même plan, comme le montre la figure 4.28.b. Lorsque les deux transducteurs sont inclinés d'un angle correspondant à un mode de Lamb S_0 , seul un signal correspondant à un défaut sera reçu par le transducteur récepteur.

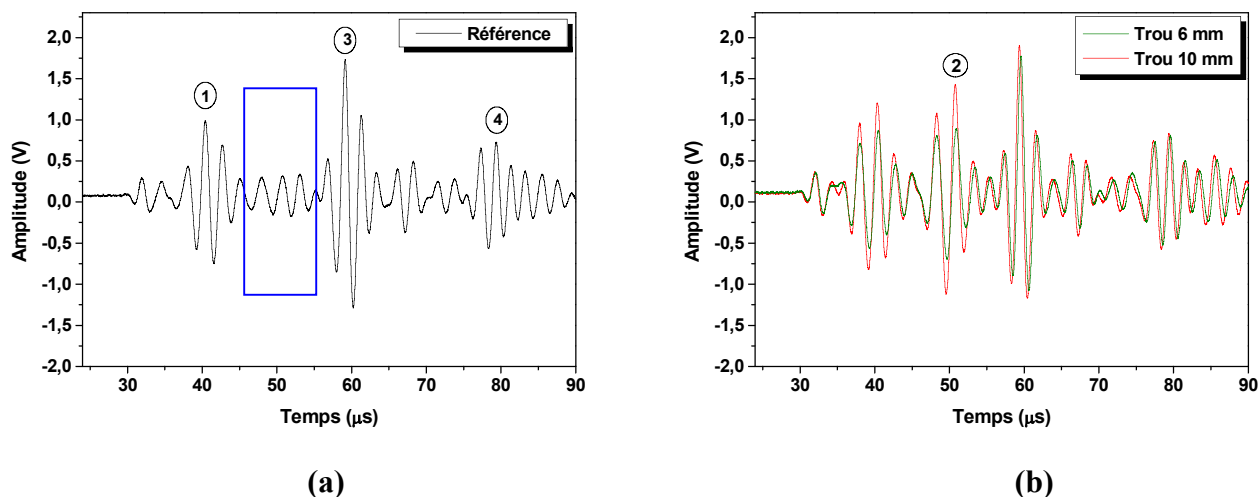


Figure 4.31 : Signaux transmis dans la plaque saine (a) et dans le cas de la plaque endommagée par des trous.

La figure 4.31 présente des signaux caractéristiques obtenus avec une fréquence du transducteur de 500 KHz dans le cas de la plaque saine et dans le cas de la plaque endommagée par un trou de diamètre 6mm et 10mm. L'angle d'incidence qui correspond à la génération du mode de Lamb S_0 est égal à 30° .

- L'écho 1 correspond à la réflexion spéculaire de l'onde à la surface de la plaque, liée au fait que le transducteur a un faisceau d'une certaine étendue angulaire.
- L'écho 3 correspond à un rayonnement de l'onde de Lamb.
- L'écho 4 correspond à l'extrémité de la plaque qui peut être assimilée à un défaut géométrique. Suivant le mode utilisé, cet écho n'est pas toujours observé en même temps que l'écho de défaut [36].

En comparant les deux signaux obtenus, on peut facilement constater la présence d'un écho (2) correspond au défaut (trou de diamètre 6mm et 10mm). La principale modification concerne l'amplitude du signal. Cette dernière est maximale lorsque les deux transducteurs visent directement le défaut. On a pu donc représenter sur la figure 4.32, l'évolution de l'amplitude du maximum du spectre en Volt en fonction du diamètre du trou, en prenant comme niveau de référence la valeur dans le cas de la plaque saine.

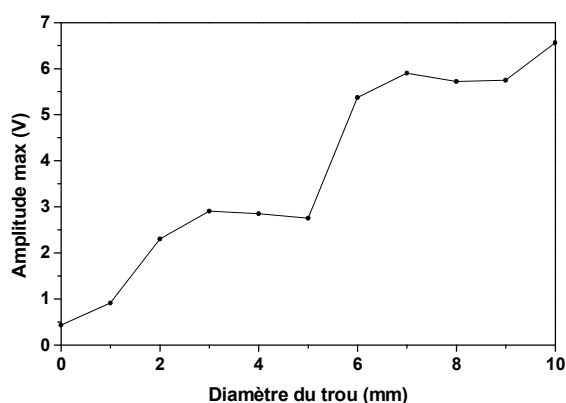


Figure 4.32 : Amplitude du maximum du spectre d'onde transmis par réflexion.

4.4.2.3. Discussion :

L'interprétation des résultats précédents peut généralement être effectuée en utilisant une des deux méthodes suivantes. D'abord, l'atténuation provoquée par la propagation d'onde de Lamb dans une région défectueuse peut être interprétée en surveillant l'évolution du maximum d'amplitude du signal reçu. En effet, la présence des défauts artificiels (délaminages ou trous) diffusent une partie de l'énergie du signal incident et par conséquent l'amplitude du signal est fortement modifiée. Il a été

montré que la détermination de la profondeur de défaut de délaminage est possible en se basant sur la diminution en amplitude du signal du mode S_0 reçu [75].

En second lieu, la présence de défaut provoque une deuxième conversion de mode et une partie d'énergie est réfléchiée. Les réflexions causées par l'interférence du mode de Lamb S_0 incident avec des frontières de défaut, peuvent être employées pour commenter les discontinuités matérielles possibles et fournir potentiellement des informations sur la présence des défauts.

4.5. Vitesse et atténuation du mode S_0 :

Le premier test de mise en évidence de la faisabilité de la méthode consiste à détecter l'anisotropie des deux plaques composites sans endommagement, par la mesure des vitesses et atténuations du mode S_0 pour des fréquences du transducteur bien définies.

4.5.1. Mesure de la vitesse de groupe :

Le but de ce travail expérimental est de générer un seul mode symétrique S_0 pour la détection de différents types de défauts. Les courbes de dispersions de la vitesse de phase ainsi que la vitesse de groupe sont nécessaires. Les vitesses du mode S_0 se propageant dans les matériaux étudiés pour deux fréquences du transducteur ont été mesurées par la méthode en contact (tableau 4.5). Connaissant la différence des temps de vol entre l'émetteur et le récepteur en prenant respectivement deux distances différentes, on peut alors éliminer le temps de parcours dans les sabots. L'évaluation de la vitesse de groupe peut être obtenue à partir de :

$$V_{Groupe} = \frac{d_2 - d_1}{t_2 - t_1} \quad \text{avec} \quad d_1 \text{ et } d_2 \text{ distances entre l'émetteur et le récepteur}$$

Mode S_0	Fréquence x épaisseur (Mhz)	Angle (°)	Vitesse de phase théorique (m/s)	Vitesse de groupe théorique (m/s)	Vitesse de groupe expérimentale (m/s)
Plaque sandwich	0.25	≈ 30	≈ 5490	≈ 5450	5328
	1.125	≈ 30	≈ 5450	≈ 5020	5263
Plaque stratifiée	0.25	≈ 30	≈ 5250	≈ 4995	5084
	1.125	≈ 30	≈ 5190	≈ 5030	5052

Tableau 4.5 : Mesure de la vitesse de groupe.

La légère anomalie observée entre les résultats théoriques et expérimentaux pourrait être attribuée à l'inexacte propriété matérielle et également à l'exactitude de mesure dans l'expérience.

4.5.2. Atténuation du mode S_0 :

L'un des problèmes pratiques rencontrés lors de l'inspection des matériaux composites est la diffusion des ondes ultrasonores par la structure. Cette diffusion conduit à une atténuation ainsi qu'à une éventuelle rétrodiffusion des ondes vers le transducteur (phénomène communément appelé bruit de structure). Ces deux phénomènes sont intimement liés, et varient selon la direction de propagation par rapport à l'orientation des fibres. De plus, ils induisent un faible rapport du signal sur bruit. Ils peuvent alors fausser le diagnostic d'un contrôle en masquant la manifestation d'un défaut par exemple.

L'atténuation du mode de Lamb S_0 peut également être extraite à partir de l'affaiblissement d'énergie d'onde transmise lors d'un balayage linéaire suivant l'axe x , en utilisant différentes fréquences du palpeur. L'émetteur est localisé à la position de 50mm, et les récepteurs sont à une série de positions de 55 millimètres à 130 millimètres, avec un pas de 5 millimètres. Les six signaux synthétiques présentés sur la figure 4.33 par exemple, représentent la teneur en énergie de propagation du mode S_0 dans la plaque sandwich saine avec une fréquence de 2.25 MHz pour différentes positions du récepteur allons de 60 mm au 85 mm.

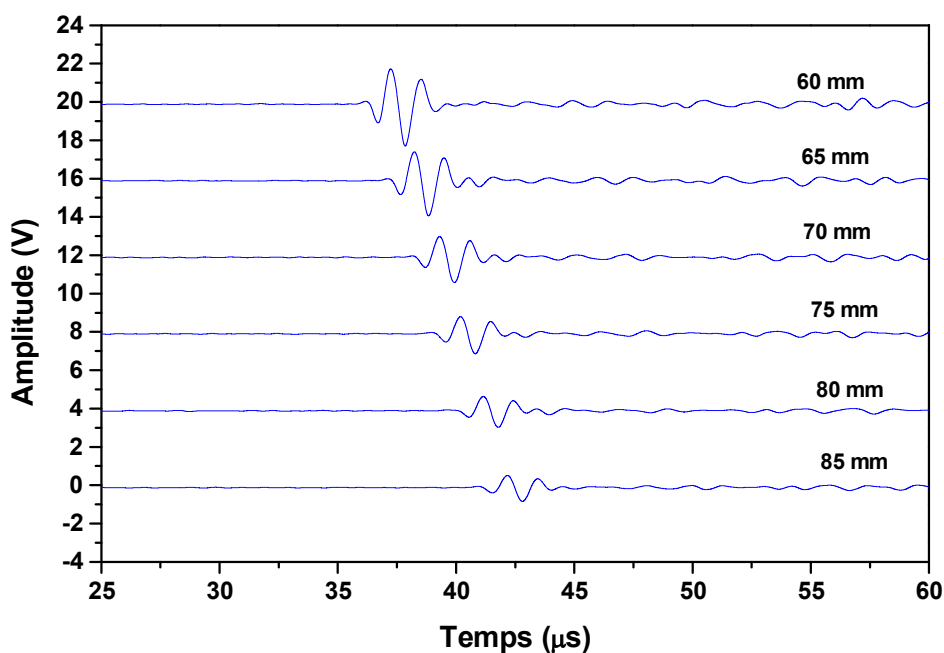


Figure 4.33: Six signaux synthétiques du mode S_0 avec une atténuation donnée (2.25 MHz).

Les figures 4.34 et 4.35 ci-dessous présentent respectivement l'atténuation du mode S_0 pour le composite sandwich à nid d'abeille ainsi que pour le stratifié carbone époxy à différentes fréquences du transducteur. Chacune de ces courbes présente l'amplitude relative de l'onde transmise en fonction de la position du récepteur.

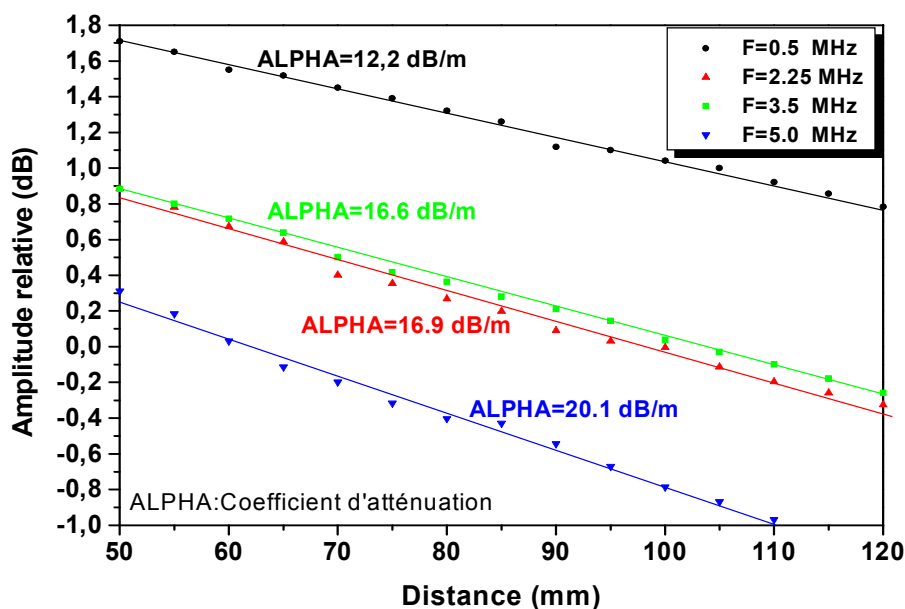


Figure 4.34: Atténuation du mode S_0 dans le sandwich pour différentes fréquences.

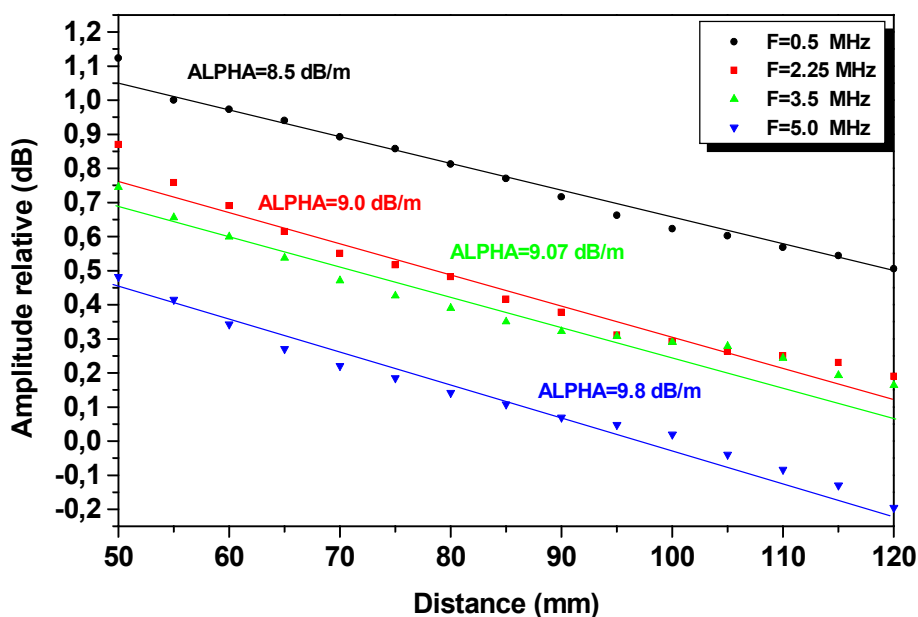


Figure 4.35: Atténuation du mode S_0 dans le stratifié pour différentes fréquences.

On a pu donc calculer le coefficient d'atténuation pour chaque fréquence du transducteur en mesurant la tangente pour chaque cas de la figure. Les résultats sont dans le tableau 4.6 ci-dessous.

Mode	Frequence (MHz)	Coefficient d'atténuation α (dB/m)		Formule
		sandwich	Carbone époxy	
S_0	0.5	12.2	8.5	$\alpha = \tan g = \frac{\log A_0 - \log A}{\Delta x}$ A_0, A amplitudes du mode S_0 correspondent à deux position x du récepteur
	2.25	16.9	9.0	
	3.5	16.6	9.07	
	5	20.1	9.8	

Tableau 4.6: Comparaison quantitative du coefficient l'atténuation pour les deux plaques

On remarque que la structure sandwich à nid d'abeilles présente une forte atténuation par rapport à la structure carbone époxy. Ceci est dû au nid d'abeilles qui diffuse une grande partie de l'énergie des ondes.

4.6. Conclusion :

Deux séries d'expériences ont été établies pour étudier la faisabilité de détecter des défauts par ondes de Lamb, dans des structures composite (sandwich et stratifié). Après avoir choisi le mode S_0 non dispersif, les courbes de dispersion nous ont donné des informations intéressantes permettant de prévoir le comportement des ondes dans ce type de matériau. La sensibilité de détection de défaut du mode S_0 dépend de la fréquence du transducteur. L'amplitude et la vitesse de l'onde sont deux dispositifs potentiels du signal qui pourraient être considérés pour classifier la bonne et mauvaise région. Les résultats expérimentaux, basés sur la propagation du mode de Lamb S_0 montrent qu'il est possible de détecter la présence de défaut en surveillant l'évolution du maximum d'amplitude du signal reçu. En effet, la présence de défauts artificiels (délaminages ou trous) se traduit par une modification de l'énergie des signaux transmis entre deux transducteurs placés de part et d'autre, causée par une réflexion et diffusion d'une partie du signal face aux défauts. De plus, cette modification change progressivement avec la taille et la position du défaut. Il est ainsi possible d'observer sa modification dans le temps.

Un balayage C-scan conventionnel a validé le résultat obtenu par onde de Lamb, en ce qui concerne la détermination de la taille de défauts. Cela donc confirme que cette méthode a le grand potentiel pour l'inspection rapide des structures composites.

CONCLUSION GENERALE

Le travail présenté dans ce mémoire avait pour objectif la mise en place d'une technique novatrice de contrôle non destructif des endommagements dans les structures composites au moyen d'ondes de Lamb, alternative et complémentaire des méthodes existantes. Nous nous sommes particulièrement intéressés à ce type de matériaux du fait de la croissance rapide de leur utilisation dans des contextes industriels exigeants tels que l'aéronautique civile ou militaire, où la sûreté opérationnelle des structures est au coeur des préoccupations des acteurs économiques impliqués (avionneurs, compagnies aériennes, consommateurs).

Dans une première partie, nous avons rappelé le contexte de l'étude en traitant la question de l'utilité du contrôle santé intégré par ondes de Lamb, sur l'importance de la notion de sécurité en aéronautique et sur les avantages que peut apporter le contrôle en temps réel. Ensuite, un état de l'art des méthodes d'analyse de l'interaction des ondes de Lamb avec des endommagements et des défauts dans diverses structures a été présenté. Au vue de l'analyse bibliographique effectuée, un grand travail reste à fournir pour l'étude de l'interprétation systématique du comportement des ondes de Lamb en présence de l'endommagement. C'est la raison pour laquelle, nous avons focalisé notre étude, sur des endommagements élémentaires en vue de construire des endommagements plus complexes. L'étude théorique de la propagation des ondes de Lamb, nous a permis de décrire les courbes de dispersion des vitesses de phase et de groupe des différents modes susceptibles de se propager dans une plaque. Les courbes de dispersion nous donnent des informations intéressantes permettant de prévoir la diffusion d'énergie dans les plaques composites en fonction de la fréquence.

Une série d'expériences, utilisant le mode de Lamb S_0 a été réalisée. Les résultats obtenus montrent que les ondes de Lamb offrent une réelle possibilité d'avenir pour la détection de défauts dans des structures aéronautiques : elles ont une sensibilité exceptionnelle, elles permettent probablement d'éviter le coût en temps et en investissement des systèmes de balayage, elles peuvent être envisagées comme moyen de test intégré. Bien entendu, il reste des étapes technologiques à franchir pour construire un système robuste de contrôle industriel.

Les résultats obtenus sont très encourageants, et montrent la faisabilité du contrôle des défauts dans des structures sandwich et stratifiées par ondes guidées ultrasonores.

Par l'étude expérimentale de divers processus d'endommagement, nous avons éclairé le problème de la sensibilité relative de mode de Lamb fondamental S_0 . En particulier, nous

avons observé une meilleure sensibilité du mode symétrique S0 à l'apparition de trous et nous sommes en droit de supposer qu'il en serait de même pour d'autres types de défauts plus réaliste (fissures débouchantes, impact, etc.). Cependant, le mode S0 reste le mode le plus recherché de manière générale en contrôle non-destructif du fait de son faible caractère dispersif aux basses fréquences, ce qui évite la distorsion des signaux lors de la propagation, et ce d'autant plus qu'il sera question de longues distances.

Les méthodes classiques d'imagerie échographique B-scan ou C-scan sont particulièrement efficaces pour déterminer précisément la conformation des défauts internes à la structure. Elles souffrent cependant de la nécessité de recourir à des pas d'échantillonnage spatial et temporel faibles et donc d'acquérir des données en quantité importante. C'est pour cette raison des chercheurs proposent une méthode d'imagerie basée sur les modes de Lamb rayonnants qui possède l'avantage de demander un pas d'échantillonnage spatial nettement moins fin, du fait de la grande longueur d'onde des modes de plaque. Il en résulte un gain de temps important pour obtenir une image L-scan (*Leaky Lamb mode scanning image*).

L'étude pourrait se poursuivre en exposant la mise en pratique des outils du contrôle intégré ainsi définis en cas de défauts plus réalistes. Il s'agira des défauts macroscopiques induits par des impacts à basses vitesses. Ce type d'endommagement étant moins contrôlable par l'expérimentateur, il sera utile de le caractériser.

L'objectif à plus long terme, sera de développer des modèles de prévision afin de déterminer si ces endommagements macroscopiques sont critiques ou non, et si il y a lieu d'effectuer une réparation. La mesure de l'endommagement diffus par un système embarqué, nécessitera la résolution des problèmes de couplage transducteur structure. Un travail important sur les deux aspects, mesure et prévision des évolutions, reste à accomplir pour réaliser un système de surveillance performant, qui réduira les temps et les coûts de maintenance et améliorera la sécurité. En effet, la définition de seuils de détection adaptés à des situations diverses devrait dans l'avenir connaître de nouveaux développements.

APPENDICE A
LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

ρ	: Densité
R	: Résistance à la traction
M	: Module de Young
σ	: Tenseur de contraintes
σ_{ij}	: Eléments du tenseur de contraintes
ε	: Déformation volumique
ε_{ij}	: Élément du tenseur de déformation d'ordre deux
λ, μ	: Constantes de Lamé
U	: Vecteur déplacement
C	: Tenseur d'élasticité
C_{ijkl}	: Constantes élastiques du seconde ordre
E	: Module d'Young
G	: Module de compression uniforme
ν	: Coefficient de poisson
F	: Force exercée
S	: Surface
A	: L'amplitude de déplacement
P_i	: Polarisation de l'onde
ω	: Pulsation de l'onde
f	: Fréquence
V_ϕ	: Vitesse de phase
V_g	: Vitesse de groupe
V_L	: Vitesse de l'onde longitudinale
V_T	: Vitesse de l'onde transversale
Γ_{ij}	: Tenseur de Christoffel
λ	: Longueur d'onde
δ_{ij}	: Symbole de Kronecker
k	: Nombre d'onde

k_l	: Nombre d'ondes longitudinales
k_t	: Nombre d'ondes transversales
t	: Temps de vol
α	: Coefficient d'atténuation
θ	: Angle d'incidence
d	: Epaisseur de l'échantillon
ϕ, ψ	: Potentiels scalaires
N_s	: Nombre de modes symétriques
N_a	: Nombre de modes antisymétriques
D	: Déterminant
S_0	: Mode de Lamb symétrique
A_0	: Mode de Lamb anti-symétrique

APPENDICE B

RESOLUTION DE L'EQUATION DE CHRISTOFFEL

1. Cas du matériau orthotrope :

Le tenseur de Christoffel en k s'écrit :

$$\Lambda = \begin{bmatrix} C_{11}k_1^2 + C_{66}k_2^2 + C_{55}k_3^2 & (C_{12} + C_{66})k_1k_2 & (C_{13} + C_{55})k_1k_3 \\ (C_{12} + C_{66})k_1k_2 & C_{66}k_1^2 + C_{22}k_2^2 + C_{44}k_3^2 & (C_{23} + C_{44})k_2k_3 \\ (C_{13} + C_{55})k_1k_3 & (C_{23} + C_{44})k_2k_3 & C_{55}k_1^2 + C_{44}k_2^2 + C_{33}k_3^2 \end{bmatrix}$$

La résolution de l'équation de propagation implique :

$$\det(\Lambda - \rho\omega^2 I) = 0$$

Posons $\Pi = \Lambda - \rho\omega^2 I$, avec :

$$\Pi_{11} = C_{11}k_1^2 + \gamma_{11}, \quad \gamma_{11} = C_{66}k_2^2 + C_{55}k_3^2 - \rho_s\omega^2$$

$$\Pi_{22} = C_{66}k_1^2 + \gamma_{22}, \quad \gamma_{22} = C_{22}k_2^2 + C_{44}k_3^2 - \rho_s\omega^2$$

$$\Pi_{33} = C_{55}k_1^2 + \gamma_{33}, \quad \gamma_{33} = C_{44}k_2^2 + C_{33}k_3^2 - \rho_s\omega^2$$

$$\Pi_{12} = \alpha_{12}k_1, \quad \alpha_{12} = (C_{12} + C_{66})k_2$$

$$\Pi_{13} = \alpha_{13}k_1, \quad \alpha_{13} = (C_{13} + C_{55})k_3$$

$$\Pi_{23} = (C_{23} + C_{44})k_2k_3$$

$$\Pi_{21} = \Pi_{12}, \quad \Pi_{31} = \Pi_{13} \quad \text{et} \quad \Pi_{32} = \Pi_{23}$$

On obtient alors le polynôme du 3^{ème} ordre suivant :

$$a(k_1^2)^3 + b(k_1^2)^2 + c(k_1^2) + d = 0,$$

où $a = C_{11}C_{55}C_{66}$

$$b = C_{55}C_{66}\gamma_{11} + C_{55}C_{11}\gamma_{22} + C_{11}C_{66}\gamma_{33} - \alpha_{12}^2C_{55} - \alpha_{13}^2C_{66}$$

$$c = C_{55}\gamma_{11}\gamma_{22} + C_{66}\gamma_{11}\gamma_{33} + C_{11}\gamma_{22}\gamma_{33} - \alpha_{12}^2\gamma_{33} - \alpha_{13}^2\gamma_{22} + 2\alpha_{12}\alpha_{13}\Pi_{23} - C_{11}\Pi_{23}^2$$

$$d = \gamma_{11}(\gamma_{22}\gamma_{33} - \Pi_{23}^2)$$

2. Cas général du matériau triclinique :

On considère le cas triclinique où le tenseur des constantes élastiques est de la forme :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & sym & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix}$$

Les composantes de la matrice $\Pi = \Lambda - \rho\omega^2 I$ sont données par :

$$\Pi_{ij} = \alpha_{ij}k_1^2 + \beta_{ij}k_2 + \gamma_{ij}$$

$$\begin{aligned} \text{où : } \alpha_{11} &= C_{11}, & \beta_{11} &= 2C_{15}k_3 + 2C_{16}k_2, & \gamma_{11} &= C_{66}k_2^2 + C_{55}k_3^2 + 2C_{56}k_2k_3 - \rho\omega^2 \\ \alpha_{22} &= C_{66}, & \beta_{22} &= 2C_{26}k_2 + 2C_{46}k_3, & \gamma_{22} &= C_{22}k_2^2 + C_{44}k_3^2 + 2C_{24}k_2k_3 - \rho\omega^2 \\ \alpha_{33} &= C_{55}, & \beta_{33} &= 2C_{45}k_2 + 2C_{35}k_3, & \gamma_{33} &= C_{44}k_2^2 + C_{33}k_3^2 + 2C_{34}k_2k_3 - \rho\omega^2 \\ \alpha_{12} &= C_{16}, & \beta_{12} &= (C_{12} + C_{66})k_2 + (C_{14} + C_{56})k_3, & \gamma_{12} &= C_{26}k_2^2 + C_{45}k_3^2 + (C_{46} + C_{25})k_2k_3 \\ \alpha_{13} &= C_{15}, & \beta_{13} &= (C_{14} + C_{56})k_2 + (C_{13} + C_{55})k_3, & \gamma_{13} &= C_{46}k_2^2 + C_{35}k_3^2 + (C_{36} + C_{45})k_2k_3 \\ \alpha_{23} &= C_{56}, & \beta_{23} &= (C_{46} + C_{25})k_2 + (C_{45} + C_{36})k_3, & \gamma_{23} &= C_{24}k_2^2 + C_{34}k_3^2 + (C_{23} + C_{44})k_2k_3 \end{aligned}$$

On obtient alors le polynôme d'ordre 6 suivant :

$$a_6k_1^6 + a_5k_1^5 + a_4k_1^4 + a_3k_1^3 + a_2k_1^2 + a_1k_1 + a_0 = 0$$

avec :

$$\begin{aligned} a_6 &= \alpha_{11}\alpha_{22}\alpha_{33} - \alpha_{11}\alpha_{23}^2 - \alpha_{22}\alpha_{13}^2 - \alpha_{33}\alpha_{12}^2 + 2\alpha_{12}\alpha_{13}\alpha_{23} \\ a_5 &= \alpha_{11}\alpha_{22}\beta_{33} + \alpha_{11}\beta_{22}\alpha_{33} + \beta_{11}\alpha_{22}\alpha_{33} - \beta_{11}\alpha_{23}^2 - \beta_{22}\alpha_{13}^2 - \beta_{33}\alpha_{12}^2 \\ &\quad + 2(\alpha_{12}\alpha_{13}\beta_{23} + \alpha_{12}\beta_{13}\alpha_{23} + \beta_{12}\alpha_{13}\alpha_{23} - \alpha_{11}\alpha_{23}\beta_{23} - \alpha_{22}\alpha_{13}\beta_{13} - \alpha_{33}\alpha_{12}\beta_{12}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_4 = & \beta_{11}\beta_{22}\alpha_{33} + \beta_{11}\alpha_{22}\beta_{33} + \alpha_{11}\beta_{22}\beta_{33} + \alpha_{11}\alpha_{22}\gamma_{33} + \alpha_{11}\gamma_{22}\alpha_{33} + \gamma_{11}\alpha_{22}\alpha_{33} \\
& + 2(\alpha_{12}\beta_{13}\beta_{23} + \beta_{12}\alpha_{13}\beta_{23} + \beta_{12}\beta_{13}\alpha_{23} + \alpha_{12}\alpha_{13}\gamma_{23} + \alpha_{12}\gamma_{13}\alpha_{23} + \gamma_{12}\alpha_{13}\alpha_{23}) \\
& - 2(\alpha_{12}\beta_{12}\beta_{33} + \alpha_{13}\beta_{13}\beta_{22} + \alpha_{23}\beta_{23}\beta_{11} + \alpha_{11}\alpha_{23}\gamma_{23} + \alpha_{22}\alpha_{13}\gamma_{13} + \alpha_{33}\alpha_{12}\gamma_{12}) \\
& - \alpha_{11}\beta_{23}^2 - \alpha_{22}\beta_{13}^2 - \alpha_{33}\beta_{12}^2 - \gamma_{11}\alpha_{23}^2 - \gamma_{22}\alpha_{13}^2 - \gamma_{33}\alpha_{12}^2
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_3 = & \beta_{11}\beta_{22}\beta_{33} + \alpha_{11}\beta_{22}\gamma_{33} + \alpha_{11}\gamma_{22}\beta_{33} + \beta_{11}\alpha_{22}\gamma_{33} + \gamma_{11}\alpha_{22}\beta_{33} + \beta_{11}\gamma_{22}\alpha_{33} + \gamma_{11}\beta_{22}\alpha_{33} \\
& + 2(\beta_{12}\beta_{13}\beta_{23} + \alpha_{12}\beta_{13}\gamma_{23} + \alpha_{12}\beta_{23}\gamma_{13} + \alpha_{13}\beta_{12}\gamma_{23} + \alpha_{13}\beta_{23}\gamma_{12} + \alpha_{23}\beta_{12}\gamma_{13} + \alpha_{23}\beta_{13}\gamma_{12}) \\
& - 2(\alpha_{11}\beta_{23}\gamma_{23} + \alpha_{22}\beta_{13}\gamma_{13} + \alpha_{33}\beta_{12}\gamma_{12}) - 2(\beta_{11}\alpha_{23}\gamma_{23} + \beta_{22}\alpha_{13}\gamma_{13} + \beta_{33}\alpha_{12}\gamma_{12}) \\
& - 2(\gamma_{11}\alpha_{23}\beta_{23} + \gamma_{22}\alpha_{13}\beta_{13} + \gamma_{33}\alpha_{12}\beta_{12}) - \beta_{11}\beta_{23}^2 - \beta_{22}\beta_{13}^2 - \beta_{33}\beta_{12}^2
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_2 = & \alpha_{11}\gamma_{22}\gamma_{33} + \gamma_{11}\alpha_{22}\gamma_{33} + \gamma_{11}\gamma_{22}\alpha_{33} + \beta_{11}\beta_{22}\gamma_{33} + \beta_{11}\gamma_{22}\beta_{33} + \gamma_{11}\beta_{22}\beta_{33} \\
& + 2(\beta_{12}\beta_{13}\gamma_{23} + \beta_{12}\gamma_{13}\beta_{23} + \gamma_{12}\beta_{13}\beta_{23} + \alpha_{12}\gamma_{13}\gamma_{23} + \gamma_{12}\alpha_{13}\gamma_{23} + \gamma_{12}\gamma_{13}\alpha_{23}) \\
& - 2(\beta_{11}\beta_{23}\gamma_{23} + \beta_{22}\beta_{13}\gamma_{13} + \beta_{33}\beta_{12}\gamma_{12} + \gamma_{11}\alpha_{23}\gamma_{23} + \gamma_{22}\alpha_{13}\gamma_{13} + \gamma_{33}\alpha_{12}\gamma_{12}) \\
& - \alpha_{11}\gamma_{23}^2 - \alpha_{22}\gamma_{13}^2 - \alpha_{33}\gamma_{12}^2 - \gamma_{11}\beta_{23}^2 - \gamma_{22}\beta_{13}^2 - \gamma_{33}\beta_{12}^2
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_1 = & \gamma_{11}\gamma_{22}\beta_{33} + \gamma_{11}\beta_{22}\gamma_{33} + \beta_{11}\gamma_{22}\gamma_{33} + 2(\beta_{12}\gamma_{13}\gamma_{23} + \gamma_{12}\beta_{13}\gamma_{23} + \gamma_{12}\gamma_{13}\beta_{23}) \\
& - 2(\gamma_{11}\beta_{23}\gamma_{23} + \gamma_{22}\beta_{13}\gamma_{13} + \gamma_{33}\beta_{12}\gamma_{12}) - \beta_{11}\gamma_{23}^2 - \beta_{22}\gamma_{13}^2 - \beta_{33}\gamma_{12}^2
\end{aligned}$$

$$a_0 = \gamma_{11}\gamma_{22}\gamma_{33} - \gamma_{11}\gamma_{23}^2 - \gamma_{22}\gamma_{13}^2 - \gamma_{33}\gamma_{12}^2 + 2\gamma_{12}\gamma_{13}\gamma_{23}$$

RÉFÉRENCES

1. Dieulesaint. E, Royer. D « Ondes élastiques dans les solides » Masson et Cie.1974.
2. Monner. T « Ondes de Lamb dans les milieux stratifiés. Application à la surveillance in situ et en temps réel de l'endommagement de structures composite » –Th.: Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, 2001, N° 01 ISAL 0029.
3. Gélébart. Y, « Mesures et modélisation des endommagements dans les composites stratifiés » Rapport de DEA du Laboratoire de Mécanique , Marseille, 2003.
4. François. L, « Détection de la corrosion de l'aluminium aéronautique par ondes de Lamb ». Onera.
5. M. Arone, D. Cerniglia, V. Nigrelli « Defect characterization in Al welded joints by non-contact Lamb wave technique » Journal of Materials Processing Technology 176 (2006) 95–101.
6. Michel Castaings, « Contrôle et évaluation non destructifs de matériaux par ondes ultrasonores guidées » –Th.: Habilitation à diriger des recherches, l'Université Bordeaux 1, 2002, N° 230.
7. Tarik Daqoune, « Analyse expérimentale sur des renforts tissés d'un procédé d'injection flexible pour la fabrication rapide des composites » Thèse pour grade de maîtrise science applique génie mécanique, Université de Mon Trial, 2007.
8. Dumont-Fillon. J, « Contrôle non destructif (CND) » Technique de l'ingénieur, 1996, Vol N° RC3, R1 400.
9. Hill. W. « Ultrasonic imaging of defects in sandwich composites from laboratory research » [On-line], NDT.net 1998, Vol. 3, N. 12, <URL: <http://www.ndt.net>>.
10. Tretout. H, « Review of advanced ultrasonic techniques for aerospace structures » [On-line], NDT.net, 1998, Vol. 3, N. 9, <URL : <http://www.ndt.net>>.
11. A. Viktorov, « Rayleigh and Lamb waves », ed . Plenum Press, New York (1970)
12. D. Royer et E. Dieulesaint, « Ondes élastiques dans les solides », vol. 1, ed. Masson, Paris (1996).
13. Frederic Taillade, « Association de la shearographie et des ondes de Lamb pour la détection rapide et quantitative des délaminages ». Thèse de Doctorat soutenue le 17 Novembre 2000. Conservatoire National des arts et métiers.
14. Roman.R, Radek. L, Josef. J « Ultrasonic C-Scan and shearography NDI techniques evaluation of impact defects identification » NDT&E International 39(2006) 132–142.
15. Osmont, D. and All « Shearographic imaging of the ultrasonic wave and defect interaction in plates: comparison between computation and experiments » Review of Progress in QNDE, 2000, Vol. 19, p. 853-857.

16. F. Lesbre, P. Potel, F. Artiga « Applications de la thermographie infrarouge au contrôle non destructif des matériaux composites utilisés en construction navale », Paris 7-9 décembre 1992. IFREMER, Actes de colloques n° 15, communication n°31.
17. Kisoo K, and All « Inspection of impact damage in honeycomb composite plate by ESPI, ultrasonic testing and thermography » 12th A-PCNDT 2006-Asia-Pacific Conference on NDT, 5th-10th Nov 2006, Auckland, New Zealand.
18. Schreiber.E, Aderson.O and Soga.N, « Elastic constants and their measurements ». New York: McGraw-Hill. (1973).
19. Every, A. G., and Schase. « Dynamic methods for measuring the elastic properties of solids » Handbook of Elastic Properties of Solids, Liquids, and Gases. Vol. I, Academic Press. New York. 2001.
20. Chimenti, D.E. «Guided waves in plates and their use in materials characterization» Applied Mechanics Reviews. Vol. 50. N° 5. (1997).
21. Hosten, B., «Ultrasonic Through-Transmission Method for measuring the complex stiffness moduli of composite materials » Handbook of Elastic Properties Solids, Liquids, and Gases. New York: Academic Press (2001).
22. Benjamin. J « Contrôle actif à l'aide de piezocomposites des déformations induites thermiquement dans les matériaux composites » thèse Doctorat Faculté de Génie Mécanique, Université Laval, 2006.
23. Claude B et coll, « Matériaux composites» Dunod, Paris, 2005.
24. Emmanuel .M, « Contribution à l'étude de la génération d'ondes de Lamb par transducteurs piézoélectriques intégrés. Application à la modélisation de matériaux sensibles ». Thèse soutenue 1999.
25. M. Castaings, B. Hosten « Lamb and SH waves generated and detected by air-coupled ultrasonic transducers in composite material plates »NDT&E International 34 (2001) 249-258.
26. Mijia Yang, Pizhong Qiao « Modeling and experimental detection of damage in various materials using the pulse-echo method and piezoelectric » sensors/actuators Smart Mater. Struct. 14 (2005) 1083–1100.
27. Michael D. Gilchrist "Attenuation of ultrasonic Rayleigh-Lamb waves by small horizontal defects in thin aluminium plates." International Journal of Mechanical Sciences 41 (1999) 581-594.
28. T. Wu , Y.-H. Liu "On the measurement of anisotropic elastic constants of fiber-reinforced composite plate using ultrasonic bulk wave and laser generated Lamb wave" Ultrasonics 37 (1999) 405–412.
29. Michel Castaings, Bernard Hosten "Guided waves propagating in sandwich structures made of anisotropic, viscoelastic, composite materials". Laboratoire de Mécanique Physique, Université Bordeaux 1, UMR CNRS 5469 351, France.
30. Rose, L. Jiao, D., Spanner, J. "Ultrasonic Guided Wave NDE for Piping." Materials Evaluation, 1996, p. 1310-1313.

31. Alleyne, D. N. Cawley, P. "Long range propagation of Lamb waves in chemical plant pipework". *Materials Evaluation*, 1997, p. 504-508.
32. K. Diamanti , C. Soutis , J.M. Hodgkinson "Non-destructive inspection of sandwich and repaired composite laminated structures" *Composites Science and Technology* 65 (2005) 2059–2067.
33. N. Toyama , J. Takatsubo "Lamb wave method for quick inspection of impact-induced delamination in composite laminates" *Composites Science and Technology* 64 (2004) 1293–1300.
34. N. Bourasseau, E. Moulin, C. Delebarre, P. Bonniau "Radome health monitoring with Lamb waves: experimental approach" *NDT&E International* 33(2000) 393–400.
35. K. Diamanti, C. Soutis, J.M. Hodgkinson "Lamb waves for the non-destructive inspection of monolithic and sandwich composite beams" *Composites: Part A* 36 (2005) 189–195.
36. Potel, C. Baly, S., De Belleval, J.F., Pétilon, O., Arnaud, J.L. « Utilisation des ondes de Lamb pour détecter des défauts dans les matériaux composites ». *COFREND'97*, Nantes, 1997, Vol. 1, p. 363-367.
37. Seth S. Kessler and S. Mark Spearing "Damage detection in built-up composite structures using lamb wave methods" *Department of Aeronautics and Astronautics*, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA 02139, USA.
38. Benmeddour F, « Etude expérimentale et numérique de l'interaction des ondes de Lamb en présence d'endommagements dans des structures d'aluminium ». Thèse doctorat en électronique, Université de Valenciennes et du H Cambrésis, 2006.
39. David Devillers, « Etude de faisabilité d'un contrôle santé intègre de plaques composite sandwich utilisant des ondes de Lamb », Thèse pour le grade de Docteur en acoustique physique, Université de Paris, 2002.
40. Christophe Bois, « Mesure et prévision de l'évolution des endommagements dans les composite stratifié », Thèse pour le grade de Docteur en mécanique du solide, Université de Aix-marseille II, 2003.
41. H. Lamb, "On waves in an elastic plate". *Proceeding of the Royal Society of London Series*, 1917, A 93, p. 114 – 128.
42. B.A Auld "Acoustic Fields and waves in solids", A Wiley-Interscience publication, 1973, Vol II, 414 p.
43. Nayfeh, A.H. Chimenti, D.E. "Free wave propagation in plates of general anisotropic media". *Journal of applied mechanics*, 1989, Vol. 56, p. 881-886.
44. R. Sicard, J. Goyette, D. Zellouf, « A numerical dispersion compensation technique for time recompression of Lamb wave signals" *Ultrasonics* 40 (2002) 727–732.
45. Lei Wang, F.G. Yuan "Group velocity and characteristic wave curves of Lamb waves in composites: Modeling and experiments" *Composites Science and Technology* 67 (2007) 1370–1384.

46. K. Bok Shin , J. Youl Lee, S. Hyun Cho "An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus" Composite Structures (2007).
47. Emmanuel Le Clezio, « Diffraction des ondes de Lamb par des fissures verticales », Thèse pour le grade de Docteur présentée devant l'Ecole Doctorale des Sciences Physiques et de l'ingénieur, Université Bordeaux I, 2001.
49. Hayashi, T. and K. Kawashima, "Multiple reflections of Lamb waves at a delamination". Ultrasonics, 2002. 40(1-8): p. 193-197.
50. Jean Weiss, Claude Bord, « Les matériaux composites, calculs essais et contrôles conception ». Tome 1, 2, CETIM 1984.
51. J.M.Berthelot « Matériaux composites comportement mécanique et analyse des structures» Paris, 1999.
52. Sanjay K. Mazumdar, "Composites manufacturing Materials" Product, and Process Engineering" CRC press, 2002.
53. Digiip, « L'industrie française des matériaux composites- Des enjeux prioritaires pour un développement durable ». Ministère de l'économie des finances , 2002.
54. Gay, D. « Matériaux composites ». 3e édition. Paris : Hermès, 1991. 569 p.
55. Michel C « Traité Plastique et Composites » Technique de l'Ingénieur, 1996.
56. Driss. L « Evaluation simultanée des vitesses de propagation et d'atténuation des ultrasons dans des matériaux composites et polymériques » Mémoire de Magister, Université de Bumerdes , 2007.
57. Ducret Damien « Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composite : caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique » thèse Doctorat, Génie des Matériaux, Université de Lyon.2000.
58. Wang, A.S.D., (1989). "An Overview of the Delamination Problem in Structural Composite". Key engineering Materials, Vo1.37, pp.1-20, ed. Copyright Trans. Tech. Publication, Switzerland.
59. Saadaoui. H « Evaluation des endommagements thermiques et mécaniques du composite graphite époxyde par émission acoustique et acousto-ultrasonique. Thèse de Doctorat, 1996 .
60. Temoana S « Buckling and Growth of Disbonds in Honeycomb Sandwich Structure" these doctorat, université d'Auckland, 2005.
61. Zhongqing Su, Lin Ye, Ye Lu "Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review". Journal of Sound and Vibration 295(2006)753–780.
62. K. Diamanti, C. Soutis, J.M. Hodgkinson "Piezoelectric transducer arrangement for the inspection of large composite "structures Composites: Part A38 (07) 1121-1130.
63. M. Castaings et P. Cawley: "The generation, propagation, and detection of Lamb waves in plates using air-coupled ultrasonic transducers", J. Acoust. Am. 100 (5) Nov. 1996, pp. 3070-3077.

64. Y.Yañez, and All, J.A. Chavez "Lamb Wave generation with an air-coupled piezoelectric concave array using square-wave burst excitation" NDT and E-International S0963-8695 (07)00131-4.
65. Norbert NOURY, « Capteur à onde de surface »: le capteur intelligent Exemples industriels et en médecine » Thèse Université Joseph Fourier de Grenoble1, 2002.
66. Marie-Aude Ploix « Etude de l'atténuation des ondes ultrasonores. Application au contrôle non destructif des soudures en acier inoxydable austénitique ». Thèse de L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon 2006.
67. Kritsakorn L "Attenuation of Ultrasonic Lamb Waves with Applications to Material Characterization and Condition Monitoring", 2007.
68. Guillaume Neau , « Ondes de Lamb dans des plaques anisotropes viscoélastiques. Etude des fronts d'onde et atténuation », Thèse pour le grade de Docteur en Mécanique, Université de Bordeaux I, 2003.
69. S.G. Pierce, B. Culshaw, G. Manson, K. Worden, W.J. Staszewski, "The application of ultrasonic Lamb wave techniques to the evaluation of advanced composite structures", Proceedings of SPIE 3986 (2000) 93–103.
70. M. Santos, J. Perdigão "Leaky Lamb waves for the detection and sizing of defects in bonded aluminium lap joints" NDT&E International 38 (2005) 561–568.
71. Cawley, P. "The rapid non-destructive inspection of large composite structures". Composites, 1994, Vol. 25, N. 5, p. 351-357.
72. Huntsman Advanced Materials Americas Inc. EPOCAST 50-A1 Resin Hardener 9816 www.ebpltd.com/commerce.web/productfiles/Huntsman.
73. Joseph L.R; Thomas H. "Skin to Honeycomb Core delamination Detection with Guided Waves". 15th conference WCNDT, Roma 2000.
74. Fangcheng HE, Zhenggan ZHOU, Zhanying FENG; "Research on an Inspection Method for De-bond Defects in Aluminium Skin-Honeycomb Core Sandwich Structure with Guided Waves"; 17th World Conference on Non-destructive Testing, 25-28 Oct 2008, Shanghai, China.
75. Vistasp and All; "Methods for detecting defects in composite rehabilitated concrete structures". Rapport final.University of California. April 2005.
76. A.Satur, F.Boubnider, A.Badidi bouda, Y.Faci, R.Halimi « Utilisation des ondes de Lamb pour le contrôle des structures sandwich à nid d'abeilles métalliques » International Conference on NDT and Metal Industry IC-NDT-MI'08 Annaba, 2008.

REMERCEMENTS

Je tiens tout d'abord remercier en premier lieu, le Bon Dieu, le Tout Puissant, de m'avoir donné autant de courage, de patience et de volonté pour atteindre ce but.

D'autre part, ce travail ne pouvait aboutir sans l'aide et de l'encouragement que j'avais reçu de la part de plusieurs personnes. J'exprime mes remerciements à mon directeur de thèse, A. BADIDI-BOUDA, Maître de recherches au CSC-Chéraga et Mr Y. BENKEDDA, Professeur à l'Université de Blida, pour avoir accepté d'encadrer mon travail.

Je remercie Messieurs M. HADJI, Professeur à l'Université de Blida, A. BRAHIMI, Chargé de cours à l'Université de Blida et M.O Si-CHAIB, Maître de Conférences à l'Université de Boumerdès, d'avoir accepté de faire partie du jury de cette thèse.

Je remercie tout particulièrement A. SATOUR pour son aide et assistance précieuse lors des expériences ultrasonores et pour avoir partagé avec moi ses connaissances dans le domaine, F. BOUKAZOUHA d'avoir accepté de rapporter ce mémoire de magister, N. BOUCHEROU pour m'avoir aidé à tracer les images C.scan.

Je ne serais oublier tout les membres de la division de la caractérisation et instrumentation, mes remerciements vont aussi à Ahmed, Abass, Nacer, Youcef, Mourad, Sonia, Nadia, Wahiba, Saliha, Fatima et Naziha.

Un vif remerciement pour l'ensemble des chercheurs du C.S.C qui m'ont permis d'apprendre et de mettre en application un savoir, contribuant ainsi à la bonne marche de la thèse.

J'adresse mes vifs remerciements au membre de l'atelier maintenance des avions à l'aéroport Houari Boumediane, Mr. TSABIT, DJOUDI, et YOUNES, pour m'avoir accueilli et m'avoir aidé à fabriquer les plaques composites stratifiées et sandwichs.

Ce travail a beaucoup enrichi ma vie professionnel tant des points de vus scientifique, pédagogique, qu'humain. Que tous ceux et celles qui ont participé d'une façon ou d'une autre à son accomplissement trouvent ici l'expression de ma profonde gratitude.