HAL open science

Contrôle Santé des Structures Composites : application à la Surveillance des Nacelles Aéronautiques.

Claude Fendzi

To cite this version:

Claude Fendzi. Contrôle Santé des Structures Composites : application à la Surveillance des Nacelles Aéronautiques.. Matériaux composites et construction. Ecole nationale supérieure d'arts et métiers - ENSAM, 2015. Français. NNT : 2015ENAM0048 . tel-01264825

HAL Id: tel-01264825

https://pastel.hal.science/tel-01264825

Submitted on 29 Jan 2016

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

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

2015-ENAM-0048

École doctorale n° 432 : Sciences des Métiers de l'ingénieur

Doctorat ParisTech
T H È S E

pour obtenir le grade de docteur délivré par

l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers

Spécialité " Traitement du Signal "

présentée et soutenue publiquement par

Claude FENDZI

Le 10 Décembre 2015

Contrôle Santé des Structures Composites : Application à la Surveillance des Nacelles Aéronautiques

Directeur de thèse : **Gérard COFFIGNAL**
Co-directeur de la thèse : **Nazih MECHBAL**
Co-encadrement de la thèse : **Marc RÉBILLAT**
Co-encadrement de la thèse : **Mikhail GUSKOV**

Jury

M. Jérôme ANTONI,	Professeur, INSA LYON	Président du Jury
M. Antoine GRALL,	Professeur, Université de Technologie de Troyes	Rapporteur
M. Alain LE DUFF,	Maître de Conférences (HDR), Université du Maine	Rapporteur
M. Gérard COFFIGNAL,	Professeur, Arts et Métiers ParisTech	Examinateur
M. Nazih MECHBAL,	Maître de Conférences (HDR), Arts et Métiers ParisTech	Examinateur
M. Marc RÉBILLAT,	Maître de Conférences, Arts et Métiers ParisTech	Examinateur
M. Patrick GONIDEC,	Docteur, AIRCELLE – Groupe SAFRAN	Invité
M. Sylvain SENTIS,	Ingénieur, AIRCELLE – Groupe SAFRAN	Invité

T H È S E

Arts et Métiers ParisTech – Campus de Paris
Laboratoire Procédés et Ingénierie en Mécanique et Matériaux – UMR CNRS 8006

À ma mère...

Remerciements

Ce document représente le résumé de trois années de thèse passionnantes autour d'une équipe géniale et je tiens à remercier toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de ce travail.

J'aimerais tout d'abord adresser mes sincères remerciements à monsieur **Jérôme Antoni** pour avoir accepté d'examiner ce travail, et surtout, pour avoir accepté de présider le jury de soutenance. Merci pour les remarques et les commentaires apportés au manuscrit.

Je remercie mes rapporteurs monsieur **Antoine Grall** et monsieur **Alain Le Duff** pour avoir accepté d'évaluer mon travail, mais aussi pour leurs remarques et commentaires pertinents qui ont contribué à l'amélioration du manuscrit.

J'aimerais remercier **Patrick Gonidec** et **Sylvain Sentis** pour avoir accepté de participer à ce jury, et surtout d'avoir suivi ce projet depuis ses débuts.

J'aimerais remercier mes très chers encadrants : **Gérard Coffignal**, **Nazih Mechbal**, **Marc Rébillat**, **Mikhail Guskov**, qui m'ont suivi tout au long de ces trois années et se sont toujours montrés disponibles pour moi. Merci pour la direction et l'encadrement de ce travail de thèse ; merci pour votre suivi, votre soutien et vos multiples conseils. Merci aussi pour m'avoir appris la rigueur et la démarche scientifique.

Je remercie également **Etienne Balmès** pour son aide en modélisation éléments finis et simulation numérique.

J'aimerais remercier tous ceux de la société AIRCELLE (Groupe SAFRAN) qui ont suivi ce projet, en particulier **Hakim Maalioune**.

Je remercie enfin tous les membres du Groupe DYSCO, Enseignants-chercheurs, Ingénieurs, ATER, Doctorants pour la qualité de nos échanges, notamment lors des repas de midi. Merci aussi à **Farida Zidekhile** qui faisait presque partie de ce groupe.

Dédicaces

Je dédicace ce travail de thèse tout d'abord à mes parents, qui m'ont toujours soutenu et ont toujours été présents pour moi. Je le dédie également à mes frères et sœurs, mes cousins et cousines : Nadine, Éric, Frank, Nely, Vanessa, Danielle, Patrick, Lynn, Julie, Agnès, Antoinette, Irène N., Douglas, et tous ceux que je n'ai pas pu citer mais qui m'ont accompagné tout au long de ces trois années. Merci également à mon feu grand-père, Nicolas qui nous a presque tout appris. Merci enfin à Marie-Louise, Prisca, Agnès M., Alfred, Irène T., Philippe, pour leur soutien permanent.

Table des matières

1 Introduction générale **28**
1.1 Présentation 28
1.2 Contexte 29
1.3 Problématiques 30
1.4 Objectifs de la thèse 31
1.5 Organisation du manuscrit 32

2 Contrôle santé intégré des structures aéronautiques minces par ondes de Lamb **35**
2.1 Introduction 35
2.2 Matériaux composites dans l'industrie aéronautique 35
2.3 Endommagement des matériaux composites 38
2.4 Matériaux et structures intelligentes 39
2.5 Contrôle santé des structures dans l'industrie aéronautique 40
2.5.1 Contrôle non destructif et intérêt du SHM 40
2.5.1.1 Contrôle non destructif 40
2.5.1.2 Intérêt du SHM 42
2.5.2 Processus classique de contrôle santé intégré 43
2.6 Généralités sur les ondes de Lamb 45
2.6.1 Généralités 45
2.6.2 Modélisation des ondes de Lamb dans une plaque isotrope . . 46
2.6.3 Approche éléments finis pour le calcul des courbes de dispersion 49
2.6.4 Difficultés associées à la mise en œuvre des ondes de Lamb . . 52
2.6.5 Ondes de Lamb dans les plaques composites stratifiées 53
2.7 Génération des ondes de Lamb 55
2.8 État de l'art sur les méthodes de détection et de localisation de dommages par ondes de Lamb 57
2.8.1 Techniques avancées de traitement du signal pour la détection de dommages 57
2.8.1.1 Analyse dans le domaine temporel 57
2.8.1.2 Analyse dans le domaine fréquentiel 58
2.8.1.3 Analyse dans le domaine temps-fréquence 59
2.8.2 Méthodes de détection de dommages 62
2.8.3 Localisation de dommages 64
2.8.4 Influence des paramètres opérationnels et environnementaux sur la détection et la localisation de dommages 65

2.9 Conclusion 68

3 Structures composites étudiées et dispositifs expérimentaux 69
3.1 Introduction 69
3.2 Démarche SHM mise en œuvre 69
3.3 Présentation des structures aéronautiques composites étudiées 70
3.3.1 Présentation des parties de la nacelle de l'A380 étudiées 70
3.3.2 Présentation des plaques fonctionnelles monolithiques et sandwichs 70
3.3.3 Choix des éléments piézoélectriques et de la colle 73
3.3.3.1 Contraintes imposées par le contexte industriel . . . 73
3.3.3.2 Éléments piézoélectriques et colle retenus 73
3.3.4 Génération et description des différents défauts et dommages . 75
3.3.5 Placement des éléments piézoélectriques 77
3.3.5.1 Plaques fonctionnelles 77
3.3.5.2 Sous-structures de la nacelle 78
3.4 Dispositifs expérimentaux 80
3.5 Modélisation éléments finis 82
3.5.1 Courbes de dispersion des ondes de Lamb dans les plaques étudiées et choix de la fréquence d'excitation 82
3.5.1.1 Plaque monolithique époxy 82
3.5.1.2 Plaque sandwich nid d'abeille 84
3.5.2 Modélisation éléments finis de la plaque composite monolithique 400 mm × 300 mm 86
3.6 Conclusion 87

4 Approche statistique pour la détection d'endommagements dans les structures aéronautiques 88
4.1 Introduction 88
4.2 Tests d'hypothèses 88
4.3 Test de Neyman-Pearson 90
4.4 Caractéristique Opératoire du Récepteur 91
4.5 Démarche pour la détection d'endommagement dans les structures aéronautiques 92
4.5.1 Acquisition et traitement des signaux 92
4.5.2 Extraction des caractéristiques pour la détection de dommages 94
4.6 Détection de dommages 98
4.6.1 Plaque monolithique époxy 98
4.6.2 Plaque monolithique époxy avec raidisseur (autoraidie) 103
4.6.3 Plaques sandwich nid d'abeille 104
4.7 Hiérarchisation des caractéristiques pour la détection de dommages . 108
4.7.1 Hiérarchisation des caractéristiques 109
4.7.1.1 Plaque monolithique 110
4.7.1.2 Plaque sandwich 114
4.8 Conclusion 116

5 Localisation d'endommagements dans les structures aéronautiques 118
5.1 Introduction . . . 118
5.2 Localisation déterministe d'endommagements par triangulation . . . 119
5.2.1 Concept . . . 119
5.2.2 Démarche . . . 120
5.2.2.1 Méthode ToA . . . 120
5.2.2.2 Méthode TDoA . . . 120
5.2.2.3 Extraction des temps de vols . . . 121
5.2.2.4 Estimation du profil de la vitesse de groupe . . . 122
5.2.3 Localisation d'endommagements . . . 130
5.2.3.1 Étude numérique . . . 131
5.2.3.2 Étude expérimentale . . . 135
5.2.3.3 Commentaires . . . 139
5.3 Quantification des incertitudes sur la localisation par inférence Bayésienne . . . 141
5.3.1 Présentation du problème . . . 141
5.3.2 Description probabiliste des temps de vol . . . 142
5.3.2.1 Méthode ToA . . . 143
5.3.2.2 Méthode TDoA . . . 144
5.3.3 Inférence Bayésienne . . . 144
5.3.4 Méthode de Monte Carlo par chaine de Markov . . . 145
5.3.5 Résultats . . . 146
5.3.5.1 Étude numérique : plaque monolithique époxy . . . 146
5.3.5.2 Étude expérimentale . . . 156
5.4 Conclusion . . . 163

6 Prise en compte de l'effet de la température dans la démarche de localisation d'endommagements 164
6.1 Introduction . . . 164
6.2 Présentation du problème . . . 165
6.3 Approche proposée pour la compensation de l'effet de la température 167
6.3.1 Modèle . . . 167
6.3.2 Transformée de Hilbert pour l'extraction des paramètres . . . 168
6.3.3 Approche déterministe pour l'estimation paramétrique . . . 169
6.3.4 Approche Bayésienne pour l'estimation paramétrique . . . 169
6.3.5 Méthode des moindres carrés ordinaires pour la régression de modèle . . . 171
6.3.6 Méthodologie de compensation de l'effet de la température et reconstruction des signaux . . . 171
6.4 Validation de la démarche de compensation sur les plaques monolithiques et sandwich . . . 173
6.4.1 Étude expérimentale : plaque monolithique époxy . . . 173
6.4.1.1 Estimation du facteur d'amplitude et du déphasage . 173
6.4.1.2 Reconstruction des signaux et localisation de dommages . . . 177
6.4.1.3 Analyse de sensibilité . . . 182

6.4.2 Étude expérimentale : plaque sandwich 185
6.4.3 Étude numérique : plaque monolithique époxy 189
6.4.3.1 Estimation des paramètres et modèle de régression . 189
6.4.3.2 Reconstruction des signaux et localisation de dommage 190
6.5 Discussion 192
6.6 Conclusion 194

7 Application au fan cowl et à l'IFS d'un Airbus A380 195
7.1 Introduction 195
7.2 Stratégie « haut niveau » de contrôle santé des sous-structures de la nacelle de l'A380 195
7.3 Détection et localisation des dommages 197
7.3.1 Cas du *fan cowl* 197
7.3.1.1 Détection et localisation du dommage D1 199
7.3.1.2 Détection et localisation du dommage D2 206
7.3.1.3 Localisation de dommages introduits séquentiellement 212
7.3.1.4 Détection simultanée des dommages D5 et D7 215
7.3.2 Cas de l'IFS 218
7.3.2.1 Détection des trous T1 à T4 218
7.4 Conclusion 223

8 Conclusion générale et perspectives 224
8.1 Conclusion générale 224
8.2 Perspectives 226

Annexe A Choix des éléments piézoélectriques et de la colle 228
A.1 Choix des éléments piézoélectriques 228
A.2 Choix de la colle 229

Annexe B Appendice test d'hypothèses pour la détection de dommages 231
B.1 Entropie de Shannon pour le choix de l'ondelette et du niveau de déomposition optimaux pour le débruitage des signaux 231
B.2 Estimation non paramétrique par noyaux 232
B.3 Test de Kolmogorov-Smirnov pour le choix de la densité de probabilité 233

Annexe C Algorithmes pour l'estimation paramétrique 234
C.1 Algorithme de Metropolis Hastings et échantillonnage de Gibbs . . . 234
C.1.1 Échantillonnage de Gibbs 234
C.1.2 Algorithme de Metropolis-Hastings 235
C.2 Erreur quadratique moyenne : résultats numériques 237

Annexe D Propriétés mécaniques de la plaque époxy monolithique à différentes températures 239
D.1 Propriétés mécaniques à température élevée (fabricant) 239

Table des figures

1.1 Présentation d'une nacelle. 29
1.2 Présentation d'une nacelle éclatée. 30

2.1 Pourcentage d'utilisation des matériaux composites dans l'industrie aéronautique. 36
2.2 Plis unidirectionnels avec des orientations différentes ($[0°/90°/-45°/45°]$)[1]. 37
2.3 Structure sandwich avec un cœur en nid d'abeille. 37
2.4 Différents matériaux composites utilisés dans l'Airbus A380. 38
2.5 Modes d'endommagement dans un stratifié (Vu, 2010). 39
2.6 Structure intelligente (Hajrya, 2012). 39
2.7 Inspection par ultrasons. 41
2.8 Inspection par courant de Foucault. 42
2.9 Systèmes CND et SHM. 43
2.10 Démarche SHM. 45
2.11 Plaque mince d'épaisseur $2d$ supposée infinie suivant les directions x et z. . 46
2.12 Modes de propagation des ondes de Lamb (Su and Ye, 2009). 49
2.13 Modèle maillé d'une cellule avec 8 éléments (gauche) et 10 éléments (droite). 51
2.14 Comparaison courbes de dispersion des ondes de Lamb dans une plaque en acier d'épaisseur $h = 1$ mm : analytique (symétrique : Sym, antisymétrique : Anti), modèle éléments finis (EF) (numérique (+)). A_i, S_i désigne les modes de propagation. 51
2.15 Vitesse de phase (gauche) et vitesse de groupe (droite) en fonction de la fréquence. 52
2.16 Longueur d'onde en fonction de la fréquence. 53
2.17 Plaque stratifiée constitué de N plis. 53
2.18 Modèle maillé d'une cellule avec 4 éléments hexagonaux par pli. 54
2.19 Courbes de dispersion dans la plaque composite stratifiée dans la direction 0°. 55
2.20 Effet piézoélectrique direct et inverse. 56
2.21 Patchs piézoélectriques de différentes formes. 56
2.22 Illustration du temps de vol (ToF) de l'onde entre l'actionneur et le capteur 64

3.1 Vue d'ensemble d'une moitié du *fan cowl* d'un Airbus A380. 71
3.2 Vue d'ensemble d'une moitié de l'IFS d'un Airbus A380. 71
3.3 Plaques composites en carbone époxy monolithique avec et sans raidisseur. 72
3.4 Plaque composite sandwich nid d'abeille. 73
3.5 PZT NCE51 de Noliac de diamètre 25 mm. 74

3.6 Impact sur plaque monolithique (gauche : plaque impactée (24 mm), droit : CND avant (haut) et après (bas) impact). 75
3.7 Impact sur plaque sandwich (gauche : plaque impactée (15 mm), droit : CND avant (haut) et après (bas) impact). 76
3.8 Plaque monolithique équipée de 5 PZTs. 78
3.9 Plaque monolithique autoraidie équipée de 6 PZTs. 78
3.10 Moitié du *fan cowl* équipé de 30 PZTs, numérotés de 1 à 30. 79
3.11 Moitié de l'IFS équipé de 29 PZTs, numérotés de 1 à 29. 79
3.12 Approche active pour la détection de dommage par ondes de Lamb. 80
3.13 Dispositif expérimental. 81
3.14 Signal d'excitation à $f_{\text{exc}} = 200$ kHz et son spectre. 81
3.15 Courbes de dispersion dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre : plaque époxy monolithique. 82
3.16 Longueur d'onde λ en fonction de la fréquence dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre : plaque époxy monolithique. 83
3.17 Représentation schématique des directions pour l'estimation des vitesses de groupe : plaque époxy monolithique. 84
3.18 Réponses temporelles sur la plaque monolithique(les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1). 85
3.19 Vitesses de groupe (m/s) dans différentes directions en fonction de la fréquence (kHz). 85
3.20 Courbes de dispersion des ondes de Lamb dans la plaque sandwich nid d'abeille. 86
3.21 Modélisation éléments finis de la plaque avec PZTs et dommage. 87

4.1 Décisions possibles d'un test d'hypothèses binaires pour la détection de dommages. 89
4.2 Illustration de la relation entre la PFA et la PoD. 90
4.3 Densités de probabilité et seuil de détection (a) courbes COR associées (b). 92
4.4 Illustration de l'algorithme DWT pour le débruitage des signaux. 93
4.5 Évolution de l'entropie de Shannon en fonction du niveau de décomposition pour différentes ondelettes mères. 94
4.6 Signal avant et après débuitage (a) zoom sur le premier paquet d'onde (b). 95
4.7 Organigramme de la démarche de détection de dommages : apprentissage *non supervisé*. 95
4.8 Stratégie de fusion des caractéristiques pour tous les actionneurs pour la détection de dommages. 98
4.9 Détection de dommages par le critère du coefficient de corrélation (CC) pour les actionneurs 1 à 4 : dommages de type aimants, plaques monolithiques. 99
4.10 Détection de dommages dans les plaques monolithiques par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : (a) aimants (b) dommages réels. 99
4.11 Histogramme de la caractéristique coefficient de corrélation (CC) à l'état sain, plaques monolithiques : fusion de tous les actionneurs. 101
4.12 Détection de l'aimant de 20 mm (plaques monolithiques) par le critère du coefficient de corrélation (CC) : (a) seuil de détection (b) courbes COR. . . 102

4.13 Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : dommages de type aimants, plaques monolithiques. 103
4.14 Ecart par rapport au seuil de détection pour tous les dommages et pour tous les critères, plaques monolithiques. 104
4.15 Détection de dommages dans les plaques monolithiques avec raidisseur par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : (a) aimants (b) dommage réel (décollement). 104
4.16 Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : plaques monolithiques avec raidisseur. 105
4.17 Détection de dommages par le critère du coefficient de corrélation (CC) pour les actionneurs 1 à 4 : dommages de type aimants, plaques sandwich. 106
4.18 Détection de dommages dans les plaques sandwich par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : dommages de type aimant. 106
4.19 Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : dommages de type aimants, plaques sandwich. 107
4.20 Ecart par rapport au seuil de détection pour tous les dommages et pour tous les critères, plaques sandwich. 107
4.21 Illustration d'une ACP dans un cas bidimensionnel. 108
4.22 Pourcentage de la variance des six composantes principales : données à l'état sain. 109
4.23 Cercles de corrélation plaque monolithique : sain. 110
4.24 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM20. 111
4.25 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM30. 111
4.26 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM20Bis. 112
4.27 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM40. 112
4.28 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 7A. 113
4.29 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6B. 113
4.30 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6C. 114
4.31 Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6D. 114
4.32 Cercles de corrélation plaque sandwich : sain. 115
4.33 Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM35. 115
4.34 Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM45. 116
4.35 Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM45P2. 116

5.1 Approche pour la localisation d'endommagements : méthode ToA. 120
5.2 Approche pour la localisation d'endommagements : méthode TDoA. 121
5.3 Différentes épates d'extraction des ToF. 122
5.4 Illustration du problème de localisation de dommage dans une plaque anisotrope. 123
5.5 profil de la vitesse de groupe pour un matériau anisotrope. 124
5.6 Analyse CWT plaque époxy monolithique, « trajet » PZT 1-PZT 5, fréquence d'excitation 200 kHz. 127
5.7 Comparaison des signaux mesurés avant et après filtrage : plaque monolithique, actionneur 1, capteur 5, fréquence 200 kHz (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1). 128

5.8 Estimation des temps d'arrivée des premiers paquets d'onde pour le calcul de la vitesse de groupe : plaque monolithique ((les amplitudes des signaux et leurs enveloppes ont été normalisées à 1)). 129
5.9 Profil de la vitesse de groupe obtenue à l'aide des signaux mesurés. 129
5.10 Organigramme de la démarche de localisation d'endommagements. 130
5.11 Réponses temporelles aux capteurs 1,2,3,5 lorsque le PZT 4 agit comme actionneur. Fréquence d'excitation 150 kHz : étude numérique. 132
5.12 Signaux diffractés par le dommage et enveloppes correspondantes : fréquence 150 kHz, actionneur PZT 4, étude numérique. 132
5.13 Illustration de la stratégie de localisation de dommage : méthode ToA, profil anisotrope. 134
5.14 Illustration de la stratégie de localisation de dommage : méthode TDoA, profil anisotrope. 135
5.15 Résultats de localisation de dommages - étude numérique - : (a) méthode ToA en utilisant le profil anisotrope proposé pour la vitesse de groupe, (b) méthode TDoA en utilisant le profil anisotrope proposé pour la vitesse de groupe, (c) méthode ToA, modèle isotrope pour la vitesse de groupe et (d) méthode TDoA, modèle isotrope pour la vitesse de groupe. 136
5.16 Signaux diffractés par le dommage (impact de 14 mm - plaque 6B) et enveloppes correspondantes : fréquence 200 kHz, actionneur PZT 3, étude expérimentale. 137
5.17 Résultats de localisation du dommage 6B (impact de 14 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 137
5.18 Résultats de localisation du dommage 6C (impact de 20 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 138
5.19 Résultats de localisation du dommage 6D (impact de 24 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 138
5.20 Résultats de localisation du dommage 7A (délaminage de 10 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 139
5.21 Résultats de localisation du dommage 8B (impact de 22 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 140
5.22 Résultats de localisation du dommage 8C (impact de 18 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 140
5.23 Résultats de localisation du dommage 9B (décollement peau-nida 24 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA. 141
5.24 Effet de l'incertitude des temps de vol sur la localisation : méthode *ToA*. . 143
5.25 Illustration de l'algorithme proposé pour l'estimation Bayésienne. 146
5.26 Chaine de Markov correspondant aux coordonnées du dommage : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope. 148
5.27 Chaine de Markov correspondant aux paramètres du profil de la vitesse de groupe : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope. 149
5.28 Histogrammes des 110000 échantillons correspondant aux coordonnées du dommage : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope. 150
5.29 Histogramme des 110000 échantillons correspondant aux paramètres du profil de la vitesse de groupe : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope. 151

5.30 Fonction de distribution de probabilité jointe sur la position du dommage construite à l'aide des paramètres de la loi Normale : étude numérique, méthode ToA, cas anisotrope. 151
5.31 PDF sur la position estimée du dommage pour chacune des configurations. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. 152
5.32 profils de la vitesse de groupe et intervalles de confiance (IC) associés pour chacune des configurations : étude numérique. 153
5.33 RMSE des paramètres estimés, étude numérique : ***ToA***. 154
5.34 RMSE des paramètres estimés, étude numérique : ***TDoA***. 155
5.35 Profil de la vitesse de groupe des ondes de Lamb à la fréquence de 150 kHz : les propriétés mécaniques du matériau sont listées dans le tableau 3.3. 156
5.36 RMSE des paramètres estimés , étude numérique : (gauche) méthode ToA, (droit) méthode TDoA. 157
5.37 Résultats expérimentaux, plaque époxy monolithique : (a) chaîne MCMC pour les coordonnées du dommage (impact 14 mm) (b) Histogrammes correspondant de la chaîne MCMC - méthode *ToA* - Anisotropie du profil de la vitesse de groupe. 158
5.38 Résultats expérimentaux pour la plaque monolithique 6B (impact 14 mm) : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. 158
5.39 Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA (b) TDoA. 159
5.40 Résultats expérimentaux pour la plaque monolithique (6D, impact 22 mm) : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA, (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. 159
5.41 Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA, (b) TDoA. 160
5.42 Résultats expérimentaux, plaque sandwich : (a) chaîne MCMC pour les coordonnées du dommage (impact 18 mm) (b) Histogrammes correspondant de la chaîne MCMC - méthode des *ToA* - Anisotropie du profil de la vitesse de groupe. 161
5.43 Résultats expérimentaux pour la plaque sandwich : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA, (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. 161
5.44 Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA, (b) TDoA. 162

6.1 Illustration de l'effet des variations de température sur les signaux : données expérimentales, plaque composite monolithique (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1). 166
6.2 Illustration de l'effet du dommage sur les signaux à la même température : données expérimentales, plaque composite monolithique, impact 14 mm (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1). 166
6.3 Démarche de localisation d'endommagements (signaux mesurés à la même température) 167

6.4 Démarche de localisation d'endommagements (signaux mesurés à des températures différentes) . . . 167
6.5 Approche proposée pour la compensation de l'effet de la température et la reconstruction des signaux . . . 172
6.6 Dispositif expérimental pour l'acquisition des signaux en température et signaux mesurés à 2 températures différentes. . . . 173
6.7 Variance du bruit (σ_ϵ^2) : température 53°C, (act. 5 - Capt.1) . . . 175
6.8 Paramètres de compensation estimés à la température de 53°C, "trajet" 5-1 (act. 5 - capt. 1) . . . 175
6.9 Signaux avec et sans compensation de température. (haut) réponse temporelle act.5-capt. 1, (bas) différence des signaux avant et après compensation de température . . . 176
6.10 Évolution du facteur d'amplitude A avec la température : actionneur PZT 5. 177
6.11 Évolution du déphasage φ avec la température : actionneur PZT 5. . . . 178
6.12 Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque monolithique, étude expérimentale. . . . 179
6.13 Démarche de localisation de dommage lorsque les signaux mesurés aux états sain et endommagé sont à des températures différentes. . . . 181
6.14 Profil de la vitesse de groupe à différentes températures : fréquence 200 kHz. 181
6.15 Représentation de la zone du dommage pour la plaque composite époxy monolithique (6B, impact 14mm) : température 38°C, le cercle noir représente la position réelle du dommage, le cercle blanc représente la position estimée. . . . 182
6.16 Évolution du facteur d'amplitude A avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation. . . . 184
6.17 Évolution du déphasage φ avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation. . . . 184
6.18 Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque monolithique, étude expérimentale : La fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation. . . . 185
6.19 Représentation de la zone du dommage, après compensation de l'effet de la température, pour la plaque composite époxy monolithique (6B, impact 14mm) à différentes températures : la fenêtre temporelle dans laquelle est effectuée l'estimation des paramètres de compensation est égale au double de la durée du signal d'excitation. . . . 186
6.20 Réponses temporelles à 2 températures différentes, plaque sandwich. . . . 187
6.21 Évolution du facteur d'amplitude A avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation. . . . 187
6.22 Évolution du déphasage φ avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation. . . . 188

6.23 Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque sandwich, étude expérimentale : la fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation. 188
6.24 Réponses temporelles à différentes températures 25°C et 40°C. 189
6.25 Évolution du facteur d'amplitude A avec la température : actionneur PZT 5 - étude numérique. 190
6.26 Évolution du déphasage φ avec la température : actionneur PZT 5 - étude numérique. 191
6.27 (haut) Signaux avant et après compensation de température , (bas) différence des signaux avant et après compensation de température. Étude numérique : 40°C, PZT 1. 192
6.28 Erreur maximale de compensation en dB à différentes températures obtenues en utilisant l'équation (6.16) PZT 5 agissant comme actionneur - Étude numérique. 192
6.29 Représentation de la zone du dommage pour la plaque composite époxy monolithique (étude numérique) : température 40°C, le cercle noir représente la position réelle du dommage. 193

7.1 Illustration de la subdivision de la structure en zones suveillables (cluster) pour la stratégie de contrôle local. 196
7.2 Étapes de la stratégie de contrôle santé developée pour le *fan cowl* et l'IFS. 197
7.3 Position des PZT et des dommages sur le *fan cowl* et regroupement des PZT en clusters. 198
7.4 Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 200 kHz sur le *fan cowl* entre deux répétitions à l'état sain lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. L'amplitude de l'actionneur est en volts (V) tandis que celle des capteurs est en millivolts (mV). 199
7.5 Détection du dommage D1 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters, pour la caractéristique MA. 201
7.6 Valeurs des seuils de détection pour PFA = 5% dans différents clusters, pour la caractéristique MA. 202
7.7 Courbes COR pour le dommage D1 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques. 203
7.8 Écart par rapport au seuil de détection pour tous les clusters et pour toutes les caractéristiques, *fan cowl*. 204
7.9 Valeurs des caractéristiques calculé pour le dommage D1 pour chacun des chemins actionneur-capteur, *fan cowl*. 204
7.10 Résultats de localisation du dommage D1 avec et sans sélection de "chemins" pertinents. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. . 206
7.11 Détection du dommage D2 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters, pour la caractéristique Env. 207
7.12 Courbes COR pour le dommage D2 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques. 208
7.13 Écart par rapport au seuil de détection pour tous les clusters et pour toutes les caractéristiques, *fan cowl*, dommage D2. 209

7.14 Valeurs des caractéristiques calculé pour le dommage D2 pour chacun des chemins actionneur-capteur, *fan cowl*. 210
7.15 Résultats de localisation du dommage D2 avec et sans sélection de "chemins" pertinents. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. . 212
7.16 Résultats de localisation du dommage D2 en considérant D1 comme état de référence. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. . . . 213
7.17 Résultats de localisation du dommage D1 en considérant D2 comme état de référence. Le cercle noir représente la position réelle du dommage. . . . 214
7.18 Courbes COR pour les dommages simultanés D5 et D7 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques. 216
7.19 Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 200 kHz sur le *fan cowl* aux états sain et endommagé (D7) lorsque le PZT 18 agit comme actionneur. L'amplitude de l'actionneur est en volts (V) tandis que celles des capteurs est en millivolts (mV). 217
7.20 Position des PZT et des trous sur l'IFS et regroupement des PZT en clusters. 218
7.21 Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 100 kHz sur l'IFS entre deux répétitions à l'état sain lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. 219
7.22 Résultats de détection du trou T1 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques. 220
7.23 Résultats de détection du trou T2 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques. 221
7.24 Résultats de détection du trou T3 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques. 222

A.1 PZT NCE51 de Noliac de diamètre 25 mm (a), MFC (b) 228

B.1 Illustration de l'estimation non paramétrique par noyaux gaussiens. (Les courbes en cloche (rouge) sont les noyaux gaussien, tandis que la courbe en bleue représente la densité estimée, qui est proportionnelle à la somme de toutes les courbes en rouge 232
B.2 Illustration de la statistique K-S. La courbe en rouge est la fonction de répartition empirique et la courbe en bleue est la fonction de répartition des échantillons . . 233

Liste des tableaux

2.1 Propriétés mécanique d'un pli. 54

3.1 Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique. 71
3.2 Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique simulée 1. 72
3.3 Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique simulée 2. 72
3.4 Propriétés mécaniques d'un pli des peaux en carbone BMI. 72
3.5 Propriétés mécaniques du coeur en nid d'abeille (alliage Aluminium). . . . 73
3.6 Propriétés électromécaniques des PZTs (NCE51 de Noliac). 74
3.7 Taille et poids des PZTs (NCE51 de Noliac). 75
3.8 Aimants de différentes tailles utilisés pour simuler un dommage (images et données Fabricant (SuperMagnet)). 76
3.9 Description des différents plaques avec défauts et dommages et coordonnées des dommages dans le repère lié à la plaque (figure 3.8(a) et 3.9(a)). . . . 77
3.10 Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques dans le repère lié à la plaque (figure 3.8(a)). 77
3.11 Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques dans le repère lié à la plaque (figure 3.9(a)). 78
3.12 Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques : zone 1. 79
3.13 Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques : zone 2. 80

4.1 Description des caractéristiques utilisées pour la détection. 97
4.2 Désignation des différents dommages présentés dans la figure 4.14. 103
4.3 Désignation des différents dommages plaques sandwich. 105

5.1 Valeurs estimées des temps d'arrivée du premier paquet d'onde aux capteurs 2, 3, 4 et 5 : plaque époxy monolithique, fréquence 200 kHz. 128
5.2 Valeurs des paramètres a et b estimés par moindres carrés. 130
5.3 Temps de vol estimés pour chacun des chemins actionneur-capteurs : actionneur PZT 4. 131
5.4 Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différentes configurations : position réelle (300,160) mm. 135
5.5 Temps de vol estimés pour chacun des chemins actionneur-capteurs : actionneur PZT 3, plaque époxy monolithique, dommage : impact 14 mm. . . 136
5.6 Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différents dommages : plaque monolithique, étude expérimentale. 139
5.7 Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différents dommages : plaque sandwich, étude expérimentale. 141

5.8 Résultats de l'estimation erreurs associées : étude numérique (configuration anisotrope). 149
5.9 Résultats de l'estimation erreurs associées : étude numérique (configuration isotrope). 149
5.10 Coordonnées des dommages pour l'analyse de sensibilité à la position. . . . 153
5.11 Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Anisotrope - *ToA***). 153
5.12 Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Isotrope - *ToA***). 154
5.13 Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Anisotrope - *TDoA***). 154
5.14 Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Isotrope - *TDoA***). 154
5.15 Résultats de l'estimation et intervalles de confiance associés : étude numérique (***ToA***). 156
5.16 Résultats de l'estimation et intervalles de confiance associés : étude numérique (***TDoA***). 156
5.17 Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque monolithique, impact 14 mm. 158
5.18 Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque monolithique, impact 22 mm. 159
5.19 Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque sandwich, impact 18 mm. 161

6.1 Paramètres de la distribution Normale associés à A et φ obtenus à partir des histogrammes et résultats d'estimation des paramètres A et φ par la méthode des moindres carrés ordinaires. T = 53°C 175
6.2 Paramètres du modèle de régression $\widehat{a}$, $\widehat{b}$ actionneur : PZT 5 176
6.3 Erreur de localisation en mm : distance entre la position estimée et le centre de la position réelle pour chaque température. 182
6.4 Paramètres de la distribution Normale associés à A et φ obtenus à partir des histogrammes. T=40°C 190

7.1 Liste des capteurs, pour un actionneur donné, sélectionnés pour la localisation du dommage repéré dans le cluster formé par les PZT [2 6 8]. 205
7.2 Liste des capteurs, pour un actionneur donné, sélectionnés pour la localisation du dommage repéré dans le cluster formé par les PZT [2 3 6]. 210

A.1 Propriétés électromécaniques des PZTs (NCE51 de Noliac) 228
A.2 Taille et poids des PZTs (NCE51 de Noliac) 229
A.3 Propriétés électromécaniques des MFCs (Smart Materials) 229
A.4 Taille et poids des MFC (Smart Materials) 229

C.1 résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme ToA, cas anisotrope) 237
C.2 résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme ToA, cas isotrope) 237

C.3 résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme TDoA, cas anisotrope) 237
C.4 résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme TDoA, cas isotrope) 238

Liste des symboles

ACI	Analyse en Composantes Indépendantes
ACP	Analyse en Composantes Principales
ACPNL	Analyse en Composantes Principales Non Linéaire
ADALINE	*Adaptive Linear Neuron*
AM-FM	*Amplitude Modulation-Frequency Modulation*
BEM	*Boundary Element Method*
BMI	*Bismaleimide*
BSS	*Baseline Signal Stretch*
BVID	*Barely Visible Impact Damage*
CC	Coefficient de Corrélation
CFRP	*Carbon-fiber-reinforced polymer*
CND	Contrôle Non Destructif
COR	Caractéristique Opératoire du Récepteur
CP	Composante Principale
CWT	*Continuous Wavelet Transform*
DFT	*Discrete Fourier Transform*
DI	*Damage Index*
DWT	*Discrete Wavelet Transform*
EA	Émission Acoustique
EKF	*Extented Kalman Filter*
EMD	*Empirical Mode Decomposition*
Env	Enveloppe
EOC	*Environment and Operational Conditions*
EQ	Erreur Quadratique
ERN	Énergie Résiduelle Normalisée

FFT	*Fast Fourier Transfrom*
GBF	Générateur Basses Fréquences
GFRP	*Glass-fiber-reinforced polymer*
H_0	Hypothèse nulle
H_1	Hypothèse alternative
HT	*Hilbert Transform*
IFS	*Inner Fixed Structure*
IMF	*Intrinsic Mode Function*
LISA	*Local Interaction Simulation Approach*
LM	Levenberg-Marquardt
MA	Maximum d'amplitude
MAP	*Maximum a posteriori*
MaxError	*Maximum Error*
MCMC	*Markov Chain Monte Carlo* : Monte Carlo par Chaine de Markov
MEMS	Microsystèmes électromécaniques
MFC	*Macro Fiber Composite*
MPD	*Matching Pursuit Decomposition*
NdFeB	Néodyme
NIDA	Nid d'abeille
OBS	*Optimal Baseline Subtraction*
OFS	*Outer Fixed Structure*
P_{ND}	Probabilité de non détection
P_R	Probabilité de rejet
PDF	*Probability Density Function* : fonction densité de probabilité
PFA	*Probability of False Alarm* : probabilité de fausse alarme
PHI	Phase
PoD	*Probability of Detection* : probabilité de détection
PVDF	Polyvinylidene fluoride
PZT	Titano-Zirconate de Plomb
RMSE	*Root Mean Square Error*
SC	Scalogramme
SDTools	*Structural Dynamics Toolbox*

SHM	*Structural Health Monitoring* : contrôle santé des structures
STFT	Transformée de Fourier Fenêtrée
TDoA	*Time-Difference-of-Arrival*
TH	Théorique
ToA	*Time-of-Arrival*
ToF	*Time-of-Flight*
V_g	Vitesse de groupe
VID	*Visible Impact Damage*
WT	*Wavelet Transform*
WVD	*Wigner-Ville Distribution*
XP	expérimental

Chapitre 1

Introduction générale

1.1 Présentation

Le contrôle santé des structures (*SHM* : Structural Health Monitoring) et les méthodes de détection des dommages occupent aujourd'hui un rôle important dans la réduction des coûts de maintenance et l'amélioration de la fiabilité opérationnelle des structures dans plusieurs secteurs de l'industrie innovante (aéronautique, transport, génie civil, industrie mécanique, etc...). Dans le secteur de l'aéronautique en particulier, ces méthodes sont de plus en plus appliquées aux équipements car les constructeurs et les exploitants souhaitent disposer des moyens permettant de contrôler et de suivre l'état de santé de leurs équipements en cours de fonctionnement. Ceci constitue donc un véritable défi du point de vue économique mais aussi du point de vue de la sécurité, car on parviendrait ainsi à réduire considérablement les coûts de maintenance de même que le temps d'immobilisation des avions tout en augmentant la fréquence des contrôles. En effet, dans le contexte actuel, la maintenance des équipements aéronautiques est effectuée systématiquement suivant un calendrier bien précis (maintenance préventive [1], réalisée en général par l'ensemble des méthodes de contrôle non destructif — CND). Le but du SHM est de remplacer ce type de maintenance par une maintenance conditionnelle [2] ou prédictive. Cette nouvelle stratégie de maintenance nécessite alors d'intégrer à la structure que l'on souhaite contrôler, des dispositifs permettant de suivre son état de santé afin de pouvoir détecter à tout moment l'apparition des endommagements. La conception d'un tel dispositif, qui respecte les conditions environnementales et opérationnelles de l'équipement, devient alors un véritable défi du point de vue technologique car il doit être capable de résister aux différentes sollicitations que la structure subit au cours de son fonctionnement (vibrations, chargements mécaniques, température, etc...) ; de plus sa durée de vie doit être en adéquation avec la durée de vie de la structure.

1. La maintenance planifiée est une maintenance exécutée à des intervalles prédéterminés ou selon des critères prescrits et destinée à réduire la probabilité de défaillance ou la dégradation du fonctionnement d'une structure.

2. Maintenance réalisée à la suite de relevés, de mesures, de contrôles révélateurs de l'état de dégradation de l'équipement.

1.2 Contexte

Le travail présenté dans ce document se situe dans le contexte de la surveillance de l'état de santé des structures aéronautiques et principalement des structures de nacelles intervenant dans le système propulsif d'un Airbus A380. Cette étude s'inscrit dans le cadre du projet 6 de la plateforme EPICE, coordonnée par AIRBUS Operations SAS et comportant trois thèmes d'étude, dont celui du contrôle santé. Ce dernier concerne le suivi, l'analyse et la prédiction santé de l'ensemble propulsif. Il est porté par AIRCELLE (Groupe SAFRAN) en partenariat avec CT INGENIERIE. La nacelle d'un turboréacteur double flux se présente comme une structure complexe, possédant plusieurs fonctions dont en particulier celle de fournir un ensemble de surfaces aérodynamiques guidant le flux secondaire (extérieur) dans le moteur ainsi que l'écoulement d'air autour du moteur. Elle doit par ailleurs protéger le moteur de l'avion et gérer la différence de température entre les milieux intérieur-extérieur. Les principaux éléments structuraux d'une nacelle sont les suivants (voir figures 1.1 et 1.2) :

- Une lèvre d'entrée d'air (Inlet Cowl)
- 2 capots fan (Fan Cowl) : ce sont les deux structures semi-cylindriques qui entourent l'entrée d'air jusqu'à la fin du compresseur. Ils sont fabriqués en matériaux composites multicouches (tissus de fibres de carbone avec matrices organiques).
- 2 capots coulissant des inverseurs de poussée : cette partie est fabriquée en matériaux sandwich, avec un cœur en nid d'abeille.

FIGURE 1.1 – Présentation d'une nacelle.

La section aval de la nacelle d'un moteur d'avion présente généralement une structure externe, dite *Outer Fixed Structure* (OFS) et une structure interne concentrique, dite *Inner Fixed Structure* (IFS), entourant la structure du moteur proprement dite à l'aval de la soufflante. Les structures interne et externe définissent une veine destinée à canaliser le flux d'air froid qui circule à l'extérieur du moteur. La structure externe comporte dans certains cas un inverseur de poussée comprenant un ou plusieurs capots coulissants suivant l'axe longitudinal de la nacelle entre une position permettant l'échappement d'un flux d'air inversé et une position empêchant cet échappement. Cet inverseur de poussée permet, grâce au flux d'air inversé, de réduire la distance de freinage de l'aéronef à l'atterrissage.

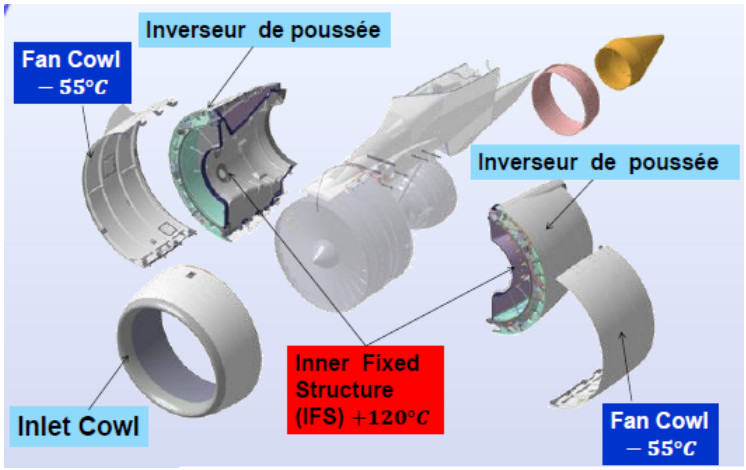


FIGURE 1.2 – Présentation d'une nacelle éclatée.

Dans ce contexte, la nacelle est exposée à de nombreuses sollicitations environnementales : variations de pression quasi-statiques (régime moteur et conditions extérieures) et dynamiques (fatigue sonique), vibrations moteur, variations thermiques importantes (Fan Cowl -55°C, IFS 120°C), etc... De nombreuses pièces des nacelles sont réalisées en matériaux composites (tissus de fibres de carbone avec matrices organiques) et en matériaux sandwichs (peaux en composites et cœur en nid d'abeille en aluminium). Ces matériaux sont sujets à de nombreux modes de dégradation qui peuvent impacter la durée de vie de la nacelle. On dénombre trois grandes familles de dommages qui peuvent évoluer en nombre et en taille jusqu'à la ruine de la structure :

- Les ruptures de fibres,
- Le délaminage, qui provient de la rupture de la liaison entre deux couches d'un composite,
- Les fissures à l'intérieur des plis,

De plus, les structures sandwich sont sujettes aux décollements entre les peaux en composite et le cœur en nid d'abeille. Lors d'un impact, ces divers dommages peuvent apparaitre de manière séquentielle au fur et à mesure de la sollicitation de la structure. Afin d'améliorer la fiabilité opérationnelle et la disponibilité des appareils les méthodes de surveillance in situ de l'état structurel ont bénéficié des récents progrès dans la caractérisation de dommages matériels et structuraux (étude de la durabilité et du vieillissement des matériaux) et du développement des technologies adéquates. Le contrôle et la surveillance de la structure nacelle vis-à-vis de ces modes d'endommagement entre dans ce contexte. Il nécessite la mise en place d'un système SHM visant à détecter et localiser de tels endommagements, et permettant éventuellement de faire un pronostic sur la durée de vie résiduelle de la structure.

1.3 Problématiques

La problématique de ce travail de thèse est de développer un système de surveillance et de contrôle santé de la nacelle d'un Airbus A380 qui soit compatible avec les conditions opérationnelles et de l'environnement moteur. Il existe diverses techno-

logies de contrôle santé déjà développées et validées dans des contextes particuliers. Nous nous focalisons dans ce travail sur la technologie piézoélectrique. Elle est basée sur les propriétés électromécaniques intéressantes qu'ont certains matériaux. En effet, les matériaux piézoélectriques engendrent des déformations lorsqu'ils sont soumis à un champ électrique ou à l'inverse produisent un champ électrique (par effet de polarisation des charges) sous l'action d'une contrainte mécanique. Du fait de leur faible masse, ils peuvent être collés sur la structure, et ainsi être utilisés comme éléments actifs (capteurs/actionneurs) permettant de mesurer les déformations mécaniques afin de réaliser le contrôle santé. En jouant sur la forme et la fréquence du signal d'excitation, on peut générer des ondes dites de Lamb à l'aide de ces éléments piézoélectriques. Ce sont des ondes guidées qui se propagent dans l'épaisseur des structures minces soumises à des conditions de surface libre. Ces ondes sont très utilisées dans le contrôle santé des structures minces à cause de leurs propriétés intrinsèques intéressantes. Elles peuvent en effet, se propager sur de longues distances avec une faible atténuation, ce qui rend possible l'inspection de grandes surfaces en utilisant un nombre limité d'éléments piézoélectriques. Elles se présentent donc comme des candidates potentiellement intéressantes pour le contrôle santé de la nacelle, à cause de ses dimensions importantes. Il se pose cependant des problèmes liés à leur utilisation :

- L'optimisation de la forme, de la taille et du placement sur la structure de ces éléments piézoélectriques.
- La tenue de ces éléments piézoélectriques aux conditions de fonctionnement réel de la nacelle.
- L'interaction de l'ensemble structure-éléments piézoélectriques lors de différentes sollicitations.
- La compréhension des mécanismes de propagation des ondes de Lamb dans les structures composites étudiés (soumises à diverses conditions environnementales : vibration, température, etc...).
- Le développement d'une architecture d'excitation et de mesure des signaux.
- Le développement d'outils appropriés pour le traitement des signaux mesurés.
- Le développement d'algorithmes robustes pour l'aide à la décision sur la présence ou non des dommages. Ces algorithmes doivent être robustes aux conditions environnementales.

Dans le cadre de ce projet la problématique est donc d'une part d'apporter des éléments de réponse aux points sus-cités, et d'autre part, de valider la démarche de contrôle santé développée pour les applications à la nacelle. Cette démarche doit être robuste aux contraintes de fonctionnement de cette dernière.

1.4 Objectifs de la thèse

L'objectif de cette thèse est de définir un système de surveillance de la structure nacelle, compatible avec l'environnement d'une installation motrice et respectant les contraintes opérationnelles de la nacelle. La démarche s'articule sur les méthodes de contrôle santé par ondes guidées (ondes de Lamb) et leur analyse par des outils de traitement du signal appropriés (statistiques ou non) en vue de détecter et de

localiser les dommages. Cette démarche repose sur l'hypothèse que la présence d'un dommage dans la structure va causer des changements dans les réponses vibratoires. Les différentes solutions proposées et leur application sont validées, d'un point de vue technologique, par l'échelle *TRL* (*Technology Readiness Level* : "Niveau de Maturité Technologique"). Cette échelle est un système de mesure (à 9 niveaux) employé pour évaluer le niveau de maturité d'une technologie dans la perspective de l'intégrer dans un système ou un sous-système opérationnel. La démarche envisagée dans ce but comprend trois phases majeures :

1. La justification des choix des éléments piézoélectriques et de la colle, respectant les contraintes imposées par le contexte industriel (*TRL* 2).
2. L'implémentation et la validation de la démarche et des algorithmes de contrôle santé sur des plaques dites « fonctionnelles » de géométrie simple, à l'échelle du laboratoire (*TRL* 3).
3. L'implémentation et validation de la stratégie développée de contrôle santé sur les structures de la nacelle (Fan Cowl et IFS) d'un Airbus A380, qui sont faits du même matériau que les plaques « fonctionnelles » (*TRL* 4).

Dans ce travail, nous nous sommes focalisé sur le développement d'une démarche de détection et de localisation d'endommagements, qui soit robuste aux variations de température, afin de répondre aux problématiques présentées précédemment. L'ensemble de ces travaux a été réalisé au sein du Laboratoire PIMM (Procédés et Ingénierie en Mécanique et Matériaux) avec la collaboration de l'équipe SHM du groupe DYSCO (DYnamique Structures Systèmes et Contrôle) et le suivi de AIRCELLE du groupe SAFRAN. La part du travail de thèse concerne le développement d'algorithmes robustes pour le contrôle santé.

1.5 Organisation du manuscrit

Ce document est organisé en 8 chapitres. Le premier est l'introduction générale. Le second chapitre est consacré à l'état de l'art sur les méthodes de contrôle santé par ondes de Lamb et leur utilisation dans le secteur de l'aéronautique en particulier. Une attention particulière est accordée à la description mathématique du phénomène de propagation de ces ondes. Des notions importantes telles que la dispersion et les modes de propagation sont également discutées. Les techniques avancées de traitement du signal couramment utilisées à des fins de détection et de localisation de dommages sont également présentées.
Le chapitre 3 concerne la description des structures réelles ou de type éprouvette qui constituent le support expérimental de ce travail. Les différents types de dommages, réels ou simulés que nous avons utilisés y sont aussi décrits. Enfin, la présentation du banc d'essai expérimental mis en place pour réaliser les mesures termine ce chapitre.
Le chapitre 4 concerne la détection des dommages. Il s'appuie sur l'utilisation des tests d'hypothèses statistiques pour la détection des dommages et l'utilisation de l'analyse en composantes principales (ACP) pour l'étude des relations de dépendance entre les caractéristiques utilisées pour la détection. L'originalité ici se situe au niveau du choix des distributions de probabilité et de l'utilisation de l'ACP pour minimiser la redondance d'informations dans la prise de décision sur la détection du

dommage.
Le chapitre 5 est consacré à la localisation d'endommagements dans les structures étudiées. Une approche de quantification des incertitudes sur la localisation par inférence Bayésienne est développée en complément de la démarche déterministe proposée. L'originalité de cette approche est que notre modèle de localisation permet d'estimer non seulement les coordonnées du dommage mais aussi le profil de la vitesse de groupe des ondes se propageant dans les matériaux anisotropes étudiés. Les incertitudes associées aux différentes estimations des paramètres sont également estimées à l'aide de cette approche.
Le chapitre 6 concerne la prise en compte de l'effet de la température dans la démarche de localisation d'endommagements. Un algorithme d'apprentissage Bayésien des paramètres influencés par la température est développé afin de compenser l'effet de la température sur les signaux mesurés. Cette démarche est validée ensuite pour la localisation des dommages. L'originalité de cette approche est qu'elle permet, à partir d'un petit nombre de mesures de signaux à différentes températures, de construire un modèle d'apprentissage et de compensation à la fois de l'amplitude et de la phase des signaux. Un signal à une température quelconque, dans la plage considérée, peut ensuite être reconstruit en utilisant uniquement le signal mesuré à une température de référence et le modèle de compensation proposé.
Le chapitre 7 est consacré à l'application des démarches de détection et de localisation de dommages aux sous-structures réelles de la nacelle (fan cowl et IFS) d'un Airbus A380. Noter que cette dernière phase, bien que non mentionnée dans ce travail, est allé jusqu'à la mise en place du dispositif afin de réaliser des essais "en vol" qui devrait avoir lieu avant la fin de ce travail. Ces essais sont destinés à valider divers aspects technologiques et en particulier valider la démarche de mesure des signaux, après chaque vol. Ces données seront ensuite utilisées pour la détection et la localisation d'éventuels dommages apparus en cours d'essais. Les premières mesures "au sol" ont déjà eu lieu, mais les différents résultats n'ont pas été intégrés dans ce manuscrit faute de temps.
Le chapitre 8 propose une conclusion générale et des perspectives pour prolonger ce travail.

Les résultats présentés dans ce manuscrit ont donné lieu aux publications suivantes dans les conférences internationales et journaux scientifiques à comité de lecture :

— **Conférences internationales**

Massot, T., Guskov, M., Fendzi, C., Rébillat, M., & Mechbal, N. (2014, April). Sensor validation of a Structural Health Monitoring Process for Aircraft Nacelle. In *5th International Symposium on Aircraft Materials* (pp. 1-8), Morocco.

Fendzi, C., Morel, J., Rébillat, M., Guskov, M., Mechbal, N., & Coffignal, G. (2014, July). Optimal Sensors Placement to Enhance Damage Detection in Composite Plates. In *7th European Workshop on Structural Health Monitoring* (pp. 1-8), Nantes, France.

Hmad, O., Fendzi, C., Mechbal, N., & Rébillat, M. (2015, September). Verification and Validation of Structural Health Monitoring Algorithms : A Maturation Procedure. In *9th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes*, Paris, France.

— **Journaux scientifiques**

Fendzi, C., Mechbal, N., Rébillat, M., Guskov, M., & Coffignal, G. (2015). A general Bayesian framework for ellipse-based and hyperbola-based damage localization in anisotropic composite plates. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1045389X15571383.

Fendzi, C., Rébillat, M., Mechbal, N., Guskov, M., & Coffignal, G. (2015). A Bayesian-based Temperature Compensation Approach for Structural Health Monitoring using Lamb Waves. *Structural Health Monitoring Journal*, (Accepted with revisions).

Hmad, O., Fendzi, C., Mechbal, N., Rébillat, M., Sentis, S., & Gonidec, P. (2015). Reliability Assessment of Structural Health Monitoring Systems. Application to damage localization on composite structures. *Aerospace Science and Technology Journal*, (Submitted).

Chapitre 2

Contrôle santé intégré des structures aéronautiques minces par ondes de Lamb

2.1 Introduction

Dans ce chapitre nous présentons les enjeux liés à l'utilisation des matériaux composites dans l'industrie aéronautique, ainsi que les différents modes d'endommagement rencontrés dans ce type de matériaux. Ce contexte nous conduit à introduire la notion de contrôle santé intégré, et son application à des structures aéronautiques à des fins de maintenance conditionnelle et d'amélioration de la fiabilité opérationnelle des équipements. Un intérêt particulier est accordé à la technique de contrôle santé par ondes de Lamb, en vertu de ses propriétés intrinsèques intéressantes. Les généralités sur ces ondes sont brièvement présentées, allant de leur modélisation à leur génération à l'aide de dispositifs appropriés, à des fins de détection et d'identification des dommages. Une attention particulière est accordée à des techniques avancées de traitement du signal, permettant l'interprétation les signaux de Lamb mesurés sur la structure à contrôler. La démarche de contrôle santé couramment utilisée consiste à extraire, des signaux mesurés, des caractéristiques sensibles à la présence des dommages afin de les détecter et les localiser. Différentes approches de détection et de localisation de dommages ont été proposées dans la littérature. Nous discutons de quelques unes (les plus récentes) de ces approches dans les sections 2.8.2 et 2.8.3. Une attention particulière est également accordée à la prise en compte des conditions environnementales et opérationnelles (température, vibration, conditions aux limites, etc...) dans la démarche de détection et de localisation de dommages.

2.2 Matériaux composites dans l'industrie aéronautique

Depuis plusieurs décennies, les matériaux composites ont suscité beaucoup d'intérêts dans l'industrie nautique, automobile, aéronautique et spatiale (Chawla, 2012; Jones, 1998). En effet, ces matériaux disposent de plusieurs atouts par rapport aux

matériaux métalliques (acier, aluminium,...). Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : résistance mécanique et chimique, légèreté, liberté de forme et d'optimisation. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs bonnes propriétés mécaniques, mais aussi grâce à leurs propriétés chimiques (résistance à la corrosion) (Chawla, 2012). Ces matériaux ont une bonne tenue aux chocs et au feu et ils offrent une meilleure isolation thermique, phonique et électrique. De manière générale, la « solution composite »présente toujours, pour le constructeur, un « saut technologique », car les matériaux composites offrent la possibilité de réaliser un produit spécifiquement adapté aux performances souhaitées.
Dans le secteur de l'industrie aéronautique, les matériaux composites se sont naturellement imposés pour la fabrication des pièces, grâce à leurs performances, leur légèreté et leurs formes variées. Ces avantages liés à l'enrichissement des possibilités de conception permettent de construire des avions de plus en plus légers, permettant ainsi une baisse des dépenses en carburant et par conséquent une économie des énergies fossiles et une baisse de la pollution. Depuis les années 70 l'utilisation des matériaux composites pour la fabrication des avions n'a cessé d'augmenter, comme on peut le voir sur la figure 2.1. On observe qu'en 40 ans, on est passé de moins de 9% de masse totale à plus de 50%. L'A380 présente près de 25% en masse de matériaux composites tandis que l'A350XWB en comporte plus de 50% en masse.

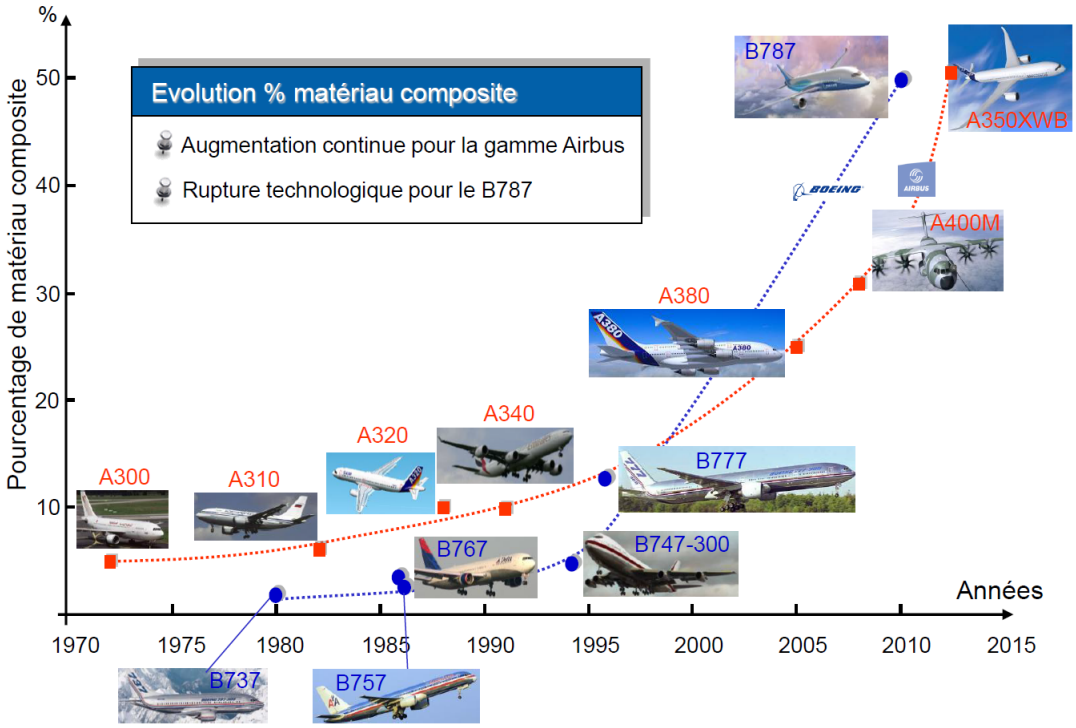


FIGURE 2.1 – Pourcentage d'utilisation des matériaux composites dans l'industrie aéronautique [1].

Un matériau composite est constitué de deux phases appelées renforts et matrice. Lorsque le matériau composite ne comporte pas de défauts, les renforts et la

1. Source :http://sites.onera.fr/aussois2011/sites/sites.onera.fr.aussois2011/files/presentations/introduction_compositev2.pdf

matrice sont solidement liés sans glissement ni séparation entre les différentes phases (Gornet, 2008). Les renforts sont des fibres continues ou discontinues et assurent la fonction de résistance mécanique aux efforts. La matrice assure quant à elle la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques (Gornet, 2008). Les matrices couramment rencontrées sont de type organique, métallique ou céramique, tandis que les renforts les plus couramment utilisés sont à base de fibre de verre ou de carbone (Jones, 1998). La fabrication comporte plusieurs étapes parmi lesquelles le drapage et l'assemblage (cuisson). La figure 2.2 montre l'étape de drapage d'un matériau pré-imprégné. On peut y voir des plis unidirectionnels avec différentes orientations ainsi que le stratifié résultant. L'orientation des fibres et leur agencement permettent de renforcer les propriétés mécaniques de la structure vis-à-vis des directions de sollicitation. L'augmentation de la rigidité peut se faire en augmentant le pourcentage de fibres et le choix des constituants, tandis que l'anisotropie est pilotée par l'orientation des fibres. Tous ces degrés de liberté permettent une fabrication selon les besoins et la conception d'un produit avec des propriétés spécifiques.
Hormis les stratifiés, des matériaux composites assemblés en « sandwich » avec un cœur en nid d'abeille sont également utilisés pour la fabrication de nombreuses pièces en aéronautique. Ces structures sont constituées de peaux externes (composites stratifiés) d'un film adhésif et d'un cœur en nid d'abeille généralement en alliage d'aluminium. La figure 2.3 montre une illustration d'une structure en sandwich nid d'abeille. Ce type de structure présente une très forte rigidité de flexion et une faible masse. Ces structures jouent souvent un rôle acoustique en aéronautique.

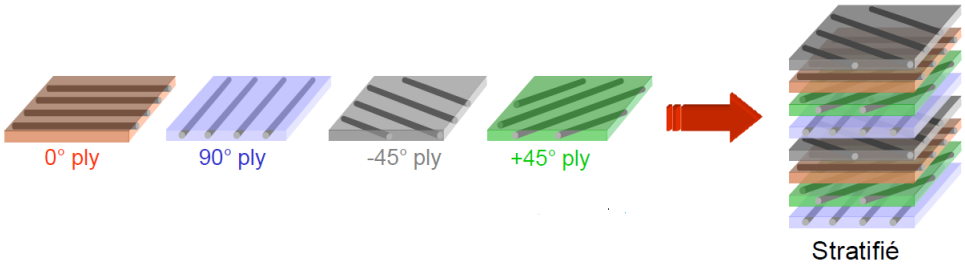


FIGURE 2.2 – Plis unidirectionnels avec des orientations différentes ([0°/90°/ − 45°/45°])[1].

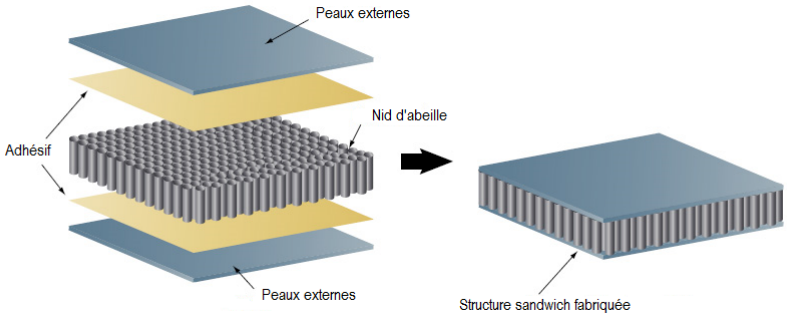


FIGURE 2.3 – Structure sandwich avec un cœur en nid d'abeille[2].

Ces deux familles de matériaux composites sont très utilisées dans la fabrication des avions, comme le montre la figure 2.4 dans le cas d'un Airbus A380. Ces illustrations montrent tout l'intérêt porté à l'utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique, dû aux performances de ces matériaux, notamment en termes de réduction de masse, de résistance des structures et d'économie d'énergie.

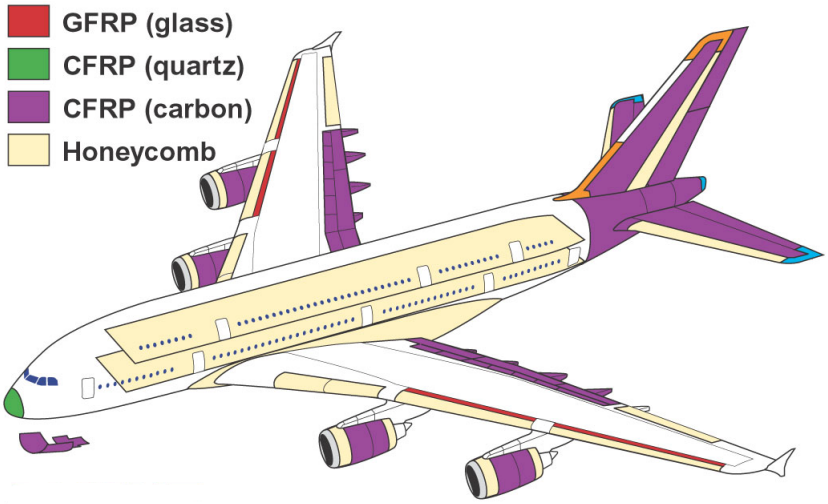


FIGURE 2.4 – Différents matériaux composites utilisés dans l'Airbus A380 [3].

2.3 Endommagement des matériaux composites

Malgré l'ensemble des avantages liés à l'utilisation des matériaux composites pour la fabrication des pièces aéronautiques, ils sont tout de même sujets à de nombreux modes d'endommagements. Contrairement aux structures métalliques dont l'endommagement est généralement amorcé en surface (fissure, corrosion), les structures composites stratifiées comportent des mécanismes d'endommagement plus nombreux et plus complexes. Ces mécanismes comprennent entre autres, une rupture de fibre, une fissuration longitudinale de la matrice, une décohésion fibre/matrice (décollement peaux-nid d'abeille par exemple), un amorçage et une propagation d'un délaminage etc. La figure 2.5 montre les différents modes d'endommagement dans un stratifié croisé. Outres les endommagements sus-cités, on peut aussi noter des endommagements par fatigue (résultant de chargements cycliques), conduisant à une baisse de la rigidité du matériau. Ces différents types d'endommagements peuvent s'accentuer par sollicitation cyclique (conditions environnementale et opérationnelle de la structure) jusqu'à la ruine de la structure et conduire ainsi à des catastrophes. La connaissance et la compréhension de tous ces mécanismes sont alors d'une importance capitale dans la phase de dimensionnement des structures composites afin de maximiser la durée de vie en service.

2. Source :http://avstop.com/ac/Aviation_Maintenance_Technician_Handbook_General/5-34.html

3. Source :http://www.flightglobal.com/

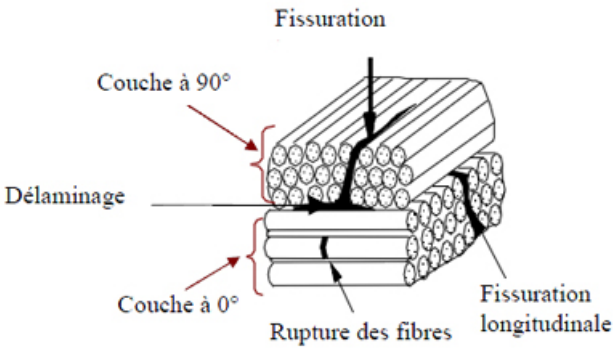


FIGURE 2.5 – Modes d'endommagement dans un stratifié (Vu, 2010).

2.4 Matériaux et structures intelligentes

Les matériaux et les structures qui sont capables de détecter des changements ou de s'auto-adapter aux changements de leur environnement sont généralement qualifiés d'intelligents. Les matériaux et les structures intelligentes ont ouvert de nouvelles opportunités en matière d'innovation dans de nombreux domaines tels que le génie civil, l'automobile, le nautique, l'aéronautique et l'aérospatial. En général, les structures intelligentes sont constituées par l'intégration d'un réseau de capteurs et d'actionneurs à une structure ainsi que d'une architecture d'acquisition et de commande temps-réel qui assure le traitement des données enregistrées (Adams, 2007; Balageas et al., 2006; Hajrya, 2012). La figure 2.6 montre une représentation schématique d'une structure intelligente.

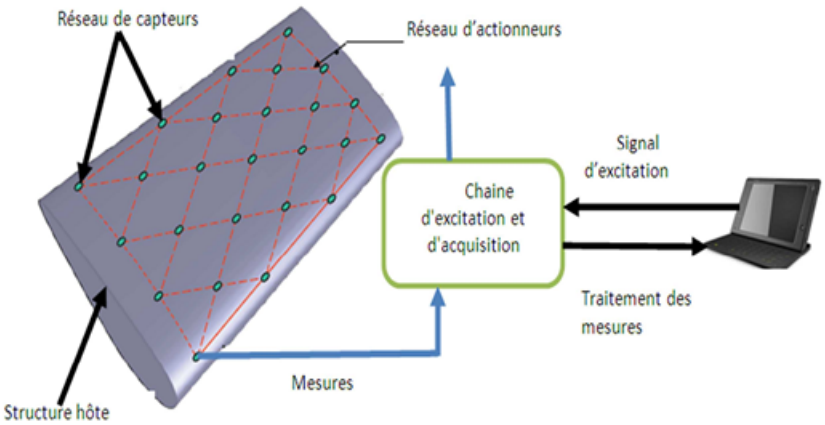


FIGURE 2.6 – Structure intelligente (Hajrya, 2012).

Les recherches sur ces technologies se sont considérablement accrues au cours de ces dernières années. Les domaines concernés vont des nouveaux matériaux (piézo-polymères, piézocéramiques), aux capteurs et actionneurs (MEMS - microsystèmes électromécaniques) en passant par le traitement intelligent des données (Chang, 1998; Srinivasan and McFarland, 2001). Parmi les revues consacrées à ces domaines, on peut citer *Smart Materials and Structures*, *Intelligent Materials Systems and Structures*, *Microtechnology and Nanotechnology*, *Smart Structures and Systems*.

2.5 Contrôle santé des structures dans l'industrie aéronautique

Dans les sections précédentes nous avons rappelé les intérêts, du point de vue économique et fonctionnel, liés à l'utilisation des matériaux composites pour la fabrication des structures aéronautiques. Nous avons aussi brièvement présenté les différents types d'endommagements auxquels sont sujets ces matériaux, ainsi que la nécessité de comprendre les mécanismes d'endommagement sous-jacents afin de maximiser leur durée de vie en service. Il apparaît alors naturellement que l'amélioration de cette fiabilité opérationnelle passe par un suivi de l'état de santé de ces structures afin de réduire les risques de défaillance (Staszewski et al., 2004; Stepinski et al., 2013). C'est l'objectif de cette section où nous présentons les approches classiques de contrôle santé couramment utilisées dans l'industrie aéronautique.

2.5.1 Contrôle non destructif et intérêt du SHM

2.5.1.1 Contrôle non destructif

L'un des enjeux fondamentaux en contrôle santé des structures est la détection « précoce » d'endommagements avant que ceux-ci ne conduisent à une ruine de la structure. Dans le secteur de l'aéronautique le contrôle de la présence des endommagements se fait de manière générale, soit par inspection visuelle soit par différentes méthodes de contrôle non destructif (CND). Les méthodes de contrôle non destructif représentent un ensemble de méthodes qui permettent de caractériser l'état d'intégrité des structures ou des matériaux (recherche d'éventuels endommagements) sans les dégrader, soit au cours de la production, soit dans le cadre des maintenances . Une grande majorité de méthodes CND a été développée au milieu des années 60 (Staszewski et al., 2004). Les premiers modèles théoriques et numériques ont été développés au début des années 70. Un aperçu de l'ensemble des méthodes CND dans l'industrie aéronautique est discuté dans Bar-Cohen (2000); Beral and Speckmann (2003). Parmi les techniques les plus utilisées on peut citer le contrôle par courant de Foucault, les ultrasons et les inspections visuelles.

— **Inspection visuelle**

C'est la méthode la plus usuelle pour le contrôle de la présence d'endommagements. Elle est très efficace pour la détection des dommages de surface et reste la technique d'inspection la plus couramment utilisée dans l'industrie aéronautique (Bar-Cohen, 2000). Elle est à la base de certaines normes en maintenance : BVID [4] et VID [5], etc. Plusieurs variantes de cette approche sont utilisées en pratique, allant de l'inspection visuelle simple à l'utilisation de divers outils de microscopie électronique à balayage. Cette dernière technique reste cependant très peu utilisée dans l'industrie car la structure à contrôler doit en général être démontée. Les inspections visuelles en général trouvent leurs limites dans le cas des matériaux composites où des dommages peuvent se trouver entre les strates comme on l'a vu précédemment (cf. figure 2.5).

4. BVID : Barely Visible Impact Damage. Ce type de dommage est souvent désigné comme étant des impacts à peine visibles et qui peuvent entraîner une dégradation significative des propriétés structurelles

5. VID : Visible Impact Damage.

— **Inspection par ultrasons**

Cette technique d'inspection est basée sur les propriétés de propagation des ondes ultrasonores dans les structures à contrôler. La détection de dommages se fait en utilisant des propriétés telles que l'atténuation de l'onde, les réflexions, les diffractions, la génération d'harmoniques, les conversion de mode de propagation, etc... Les essais de détection de dommage se font soit en mode « pulse-echo » (une seule sonde est utilisée) soit en mode « pitch-catch » (émission-réception : utilisation de deux sondes). Lorsqu'une seule sonde est utilisée, elle agit à la fois en tant qu'actionneur et capteur. Dans le cas où l'on a deux sondes, l'une agit en tant qu'actionneur, en générant l'onde ultrasonore, tandis que l'autre agissant en capteur, mesure les ondes transmises (Bar-Cohen, 2000). La figure 2.7 montre une illustration de ces deux configurations. La technique est souvent connue sous le nom de A-, B-, ou C-scans. A-scan concerne les techniques de mesures ponctuelles, B-scan mesure suivant une ligne, et C-scan est une superposition de B-scans, permettant de mesurer sur toute la surface. L'utilisation de cette dernière est très répandue dans le contrôle des matériaux composites. Cependant le coût de l'équipement et le caractère local de la méthode en font des facteurs dissuasifs pour son utilisation pour la détection d'endommagements sur pièces réelles.

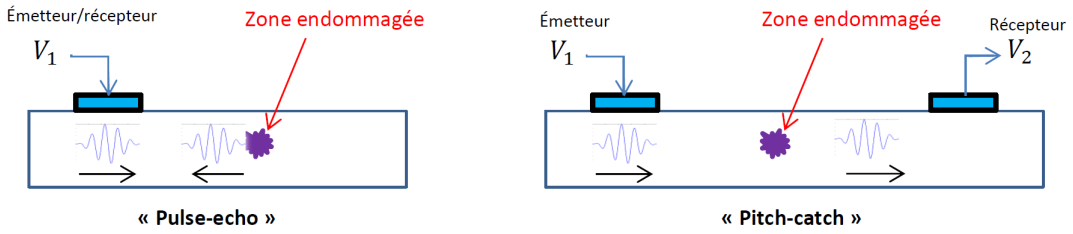


FIGURE 2.7 – Inspection par ultrasons.

— **Inspection par courant de Foucault**

Cette technique est couramment utilisée pour l'inspection des structures aéronautiques. La technique est basée sur la détection des changements dans l'impédance électromagnétique due aux déformations dans le matériau. Une sonde (bobine) est excitée à l'aide d'un courant alternatif sinusoïdal, des boucles de courant sont ensuite formées sur la structure à contrôler. En présence de dommages, ces boucles de courant, appelées courant de Foucault, sont distordues, ce qui permet de détecter le dommage (Bar-Cohen, 2000). La figure 2.8 illustre graphiquement le principe. Cette technique présente l'avantage d'être simple à implémenter et les équipement utilisés sont peu coûteux. Cependant le dispositif doit être soigneusement calibré avant toute inspection. L'inconvénient de cette technique est qu'elle nécessite des durées d'inspection importantes pour des structures de grande taille. De plus, la technique nécessite que le matériaux soit conducteur (matériau métallique) ce qui rend son utilisation impossible pour les matériaux composites.

6. Source :http://www.olympus-ims.com/fr/applications/eddy-current-weld-inspection

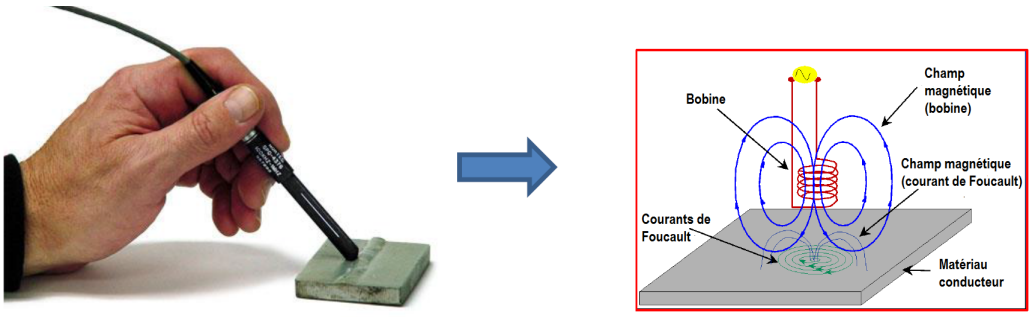


FIGURE 2.8 – Inspection par courant de Foucault [6].

2.5.1.2 Intérêt du SHM

Nous avons vu que les méthodes de CND nécessitent en général la mobilisation d'équipements spécifiques ainsi qu'une intervention humaine afin de réaliser l'inspection. Toutes ces contraintes peuvent devenir très coûteuses non seulement en temps mais aussi financièrement. Des travaux portant sur l'automatisation de ces efforts ont été réalisés (Giurgiutiu et al., 2002; Siegel et al., 1998; Sohn, Farrar, Hemez, Shunk, Stinemates, Nadler and Czarnecki, 2004). Toutes ces études de faisabilité ont conduit au développement de la philosophie de contrôle santé « intégré », communément désigné par le terme SHM (*Structural Health Monitoring* en anglais [7]). Le SHM est un processus qui consiste en l'implémentation d'une stratégie automatique de détection et de caractérisation d'endommagements dans une structure à partir d'informations extraites de cette dernière. Le SHM implique l'intégration de capteurs et actionneurs, de matériaux intelligents, d'un système de transmission de données et de calcul au sein d'une structure afin de détecter, localiser et évaluer les endommagements qui peuvent conduire à la ruine de cette structure (Adams, 2007). Cette approche permet de ce fait d'étendre le contrôle aux zones qui seraient inaccessibles en utilisant les moyens nécessitant l'intervention humaine. La principale différence entre le CND et le système SHM se situe dans l'architecture matérielle et aussi par le fait que le SHM ne nécessite pas une interversion humaine et ainsi la prise de décision sur l'état de santé de la structure se fait automatiquement via un système embarqué (intelligence artificielle). Dans le cas d'un système SHM, capteurs et actionneurs sont intégrés (collés ou « noyés ») dans la structure, tandis que le CND requière un système externe avec un ensemble de capteurs/actionneurs non intégré à la structure (voir figure 2.9). Outre l'architecture matérielle, la différence entre ces deux approches réside aussi dans leur implémentation. Les techniques de CND sont implémentées lorsque la structure est immobilisée et éventuellement démontée, tandis que la stratégie SHM, de par son caractère embarqué, est implémentée *on-line*, et par conséquent ne requière pas une immobilisation de la structure. Toutes ces différences font du SHM une stratégie beaucoup plus délicate et plus complexe à implémenter que ne l'est le CND classique. De plus le SHM requière des outils de traitement de signal plus avancés afin d'obtenir une aide à la décision rapide et fiable sur la présence de dommage. De plus, un système SHM a l'avantage de favo-

7. Dans toute la suite de ce document nous emploierons de manière équivalente contrôle santé intégré et SHM

riser la mise en œuvre d'une stratégie de maintenance préventive conditionnelle, qui d'un point de vue économique mais aussi vis-à-vis de la disponibilité des appareils, est plus intéressante qu'une maintenance systématique programmée (qui peut être réalisé par inspection visuelle ou par diverses méthodes de CND). Dans certains cas particuliers, on peut arriver à suivre ainsi l'évolution du dommage au cours du temps et faire un pronostic sur la durée de vie résiduelle de la structure.

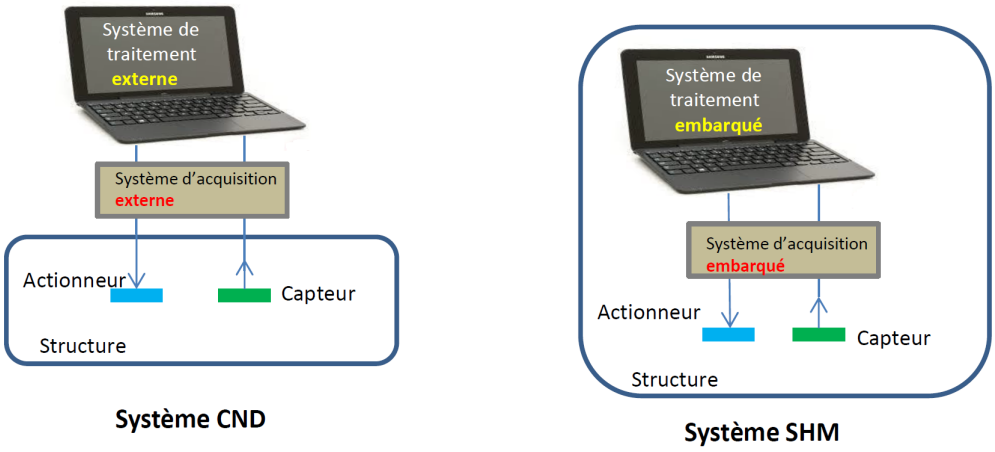


FIGURE 2.9 – Systèmes CND et SHM.

De façon globale, un système SHM nécessite trois éléments importants pour la mise en œuvre de la stratégie de détection d'endommagements :

— la connaissance des structures surveillées ainsi que les scénarios possibles d'endommagement.
— des capteurs/actionneurs appropriés et des instruments spécifiques pour obtenir des signaux/données pouvant être utilisés pour la détection d'endommagements.
— l'analyse pertinente de ces données afin d'extraire des informations sur d'éventuels dommages et sur l'intégrité structurelle globale.

Ces trois éléments font partie d'un processus de contrôle santé intégré largement adopté dans la littérature (Farrar et al., 1999; Rytter, 1993; Sohn et al., 2003), que nous allons présenter au paragraphe suivant.

2.5.2 Processus classique de contrôle santé intégré

Le processus classique de contrôle santé intégré a été introduit par Rytter (1993). Ce processus est basé sur la caractérisation d'endommagements ; partant de leur existence jusqu'au pronostic de la durée de vie résiduelle de la structure. Ce processus peut se diviser en deux phases : une phase de diagnostic et une phase de pronostic (Farrar and Worden, 2007). La phase de diagnostic doit répondre aux questions de présence du dommage, de sa localisation, de sa classification et de sa sévérité. Quant à la phase de pronostic, elle utilise les résultats du diagnostic ainsi que des modèles d'endommagement pour déterminer la durée de vie résiduelle de la structure. La démarche de Rytter (1993) présente donc un processus SHM selon les cinq niveaux suivants (figure 2.10) :

— *Niveau 1* : détection du dommage
— *Niveau 2* : localisation du dommage
— *Niveau 3* : détermination du type de dommage (classification)
— *Niveau 4* : évaluation de la sévérité du dommage (taille)
— *Niveau 5* : pronostic (durée de vie résiduelle)

Le *niveau 1* peut être réalisé en contrôlant l'évolution de certaines propriétés de la structure au cours du temps. Des grandeurs telles que l'énergie de déformation, l'amplitude du signal, sa phase, les fréquences fondamentales de vibration, la baisse de la rigidité de la structure peuvent fournir des informations concernant la présence du dommage. Le contrôle des fréquences propres de vibration reste la méthode la plus utilisée pour la détection de dommages, dans le domaine vibratoire. En effet, la présence d'un endommagement va conduire à une baisse de la rigidité locale, induisant des changements dans les modes et fréquences propres de vibration de la structure endommagée. En comparant ces fréquences à celles de la structure saine on peut avoir des informations sur la présence du dommage (Hajrya, 2012; Zadnik et al., 2007). Il convient de noter que cette approche n'est efficace que lorsque le dommage induit des changements importants dans la rigidité de la structure, ce qui n'est remarquable que lorsqu'on se limite aux premiers modes (modes propres de vibration de la structures). Des changements moins importants tels que les délaminages dans un matériau composite conduisent à des petites variations de la rigidité, et par conséquent à des petites modifications de la fréquence des premiers modes de vibration. Ce qui signifie qu'il faudrait monter en fréquence pour observer la signature de la présence du dommage. Les techniques de contrôle basées sur la propagation des ondes sont considérées comme des alternatives efficaces pour la détection de petits dommages.

Le *niveau 2* est plus complexe et plus exigeant que le *niveau 1*. Ici, à partir des données mesurées sur la structure, on doit pouvoir déterminer la position du dommage. En général, il s'agit de résoudre un problème inverse dont la formulation mathématique dépend de la technique de détection utilisée (Malinowski et al., 2011; Wang et al., 2010).

Les *niveaux 3*, *4* et *5* requièrent quant à eux une connaissance approfondie de la structure ainsi qu'une bonne connaissance des mécanismes d'endommagement. Ces niveaux font appel à des techniques avancées de traitement de signal, des méthodes d'apprentissage statistique robustes ainsi qu'aux techniques de fiabilité par la conception (Gorgin et al., 2014; Hamdi et al., 2013; Miller and Hinders, 2014; Sohn, Park, Law and Farrar, 2004; Torres-Arredondo, Tibaduiza Burgos, Mujica Delgado, Rodellar Benedé, Fritzen et al., 2013; Zhou et al., 2007). Peu de travaux ont été consacrés à ces aspects dans la littérature, et les contextes de validation restent très spécifiques aux applications considérées.

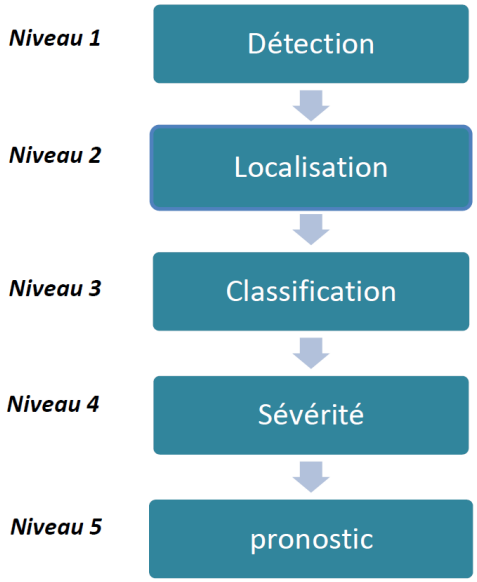


FIGURE 2.10 – Démarche SHM.

2.6 Généralités sur les ondes de Lamb

2.6.1 Généralités

Les ondes de Lamb (Lamb, 1917) sont une catégorie d'ondes guidées qui se propagent dans des structures minces[8] soumises à des conditions de surface libre. Elles résultent de la superposition d'ondes longitudinales et d'ondes de cisaillement et leurs caractéristiques de propagation dépendent de la géométrie de la structure et de ses propriétés mécaniques (Rose, 2004). Ce sont des ondes dispersives, c'est-à-dire que leur vitesse de propagation dépend de la fréquence d'excitation. Elles peuvent se propager sur de longues distances avec une faible atténuation. Les ondes de Lamb, au cours de leur propagation, peuvent interagir avec des dommages dans la structure, du fait de leurs propriétés de propagation très sensibles aux discontinuités dans le matériau (Worlton, 1961). Ces ondes sont très utilisées pour la détection des dommages dans les structures minces, à cause de leur forte sensibilité à la présence des dommages. Nous présentons dans cette section un bref aperçu sur les ondes de Lamb et leur application au SHM. Les détails mathématiques de la description du phénomène peuvent être trouvés dans (Lamb, 1917; Rose, 2004; Su and Ye, 2009). Nous commençons par présenter la modélisation des ondes de Lamb dans les structures homogènes isotropes pour lesquelles des résultats analytiques existent, ensuite une approche par modélisation éléments finis est discutée, permettant une généralisation pour le cas des matériaux composites.

8. Une structure mince est une structure dont l'épaisseur est très petite par rapport à ses dimensions caractéristiques (longueur, largeur)

2.6.2 Modélisation des ondes de Lamb dans une plaque isotrope

On considère un milieu solide infini, homogène et isotrope, d'épaisseur $h = 2d$, soumis à des conditions de surface libre (voir figure 2.11). Les équations de Navier (forme indicielle) d'équilibre dynamique d'un élément de solide sont données par Su and Ye (2009) :

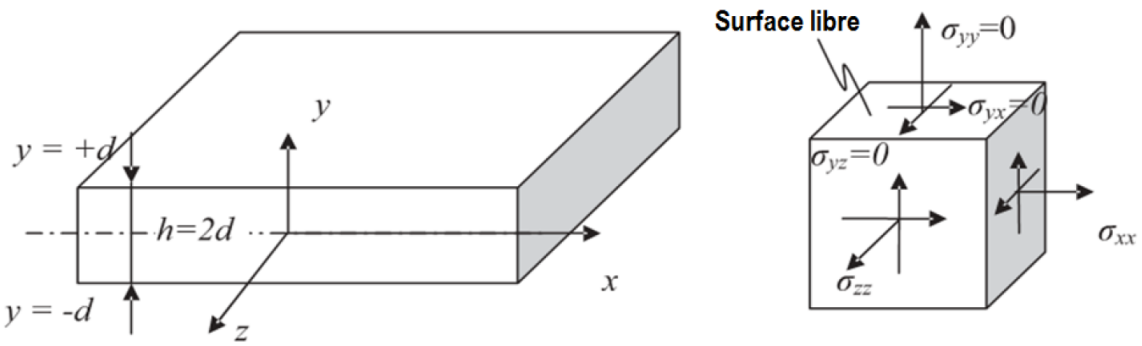


FIGURE 2.11 – Plaque mince d'épaisseur $2d$ supposée infinie suivant les directions x et z.

$$(\lambda + \mu)u_{j,jl} + u_{l,jj} + \rho f_l = \rho \ddot{u}_l \qquad l, j = 1, 2, 3 \tag{2.1}$$

où $u_l = u_l(x, y, z, t)$ désigne la composante l du vecteur champ de déplacement, λ et μ sont les coefficients de Lamé, ρ est la masse volumique, f_l la composante l du vecteur des forces extérieures. La notation $(\cdot)_{,l}$ désigne une dérivation partielle de la quantité $(\cdot)$ par rapport à la composante l dans le repère orthonormé (x, y, z). Les conditions aux limites associées à ce problème sont :

$$\sigma_{xy} = \sigma_{zy} = \sigma_{yy} = 0 \qquad \text{en} \qquad y = \pm d \tag{2.2}$$

Où σ désigne la contrainte mécanique. On désignera dans toute la suite les composantes du champ de déplacement (u_1, u_2, u_3) par (u, v, w) et on considère une absence de forces volumiques appliquées ($\mathbf{f} = 0$).
Le système d'équations (2.1) est un système couplé en terme de composantes du champ de déplacement u, v, w. Le découplage de ces équations s'obtient en considérant une décomposition de Helmholtz (Su and Ye, 2009), qui suppose que le champ de déplacement, solution de ce problème, dérive d'une combinaison de potentiel scalaire $\Phi(x, y, z, t)$ et de potentiel vectoriel $\mathbf{\Psi}(x, y, z, t)$ (avec $\mathbf{\Psi} = (\psi_x, \psi_y, \psi_z)^{\mathrm{T}}$) :

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= \nabla\Phi + \nabla \times \mathbf{\Psi} \\ \nabla \cdot \mathbf{\Psi} &= 0 \end{aligned} \tag{2.3}$$

avec $\mathbf{u} = (u, v, w)$. En portant l'expression (2.3) dans (2.1), on obtient les équations qui doivent être satisfaites par les potentiels Φ et $\mathbf{\Psi}$:

$$\nabla^2\Phi = \frac{1}{c_L^2}\ddot{\Phi}, \tag{2.4}$$

$$\nabla^2 \mathbf{\Psi} = \frac{1}{c_T^2} \ddot{\mathbf{\Psi}}, \tag{2.5}$$

Où :

$$c_L^2 = \frac{\lambda + \mu}{\rho}, \qquad c_T^2 = \frac{\mu}{\rho} \tag{2.6}$$

c_L est la vitesse des ondes longitudinales et c_T la vitesse des ondes transversales. On suppose une propagation de l'onde suivant l'axe x, une invariance par translation suivant z ainsi qu'un mouvement dans le plan (xy). Les composantes du champ de déplacement peuvent s'écrire $u = u(x, y, t)$, $v = v(x, y, t)$, $w = 0$. En remplaçant ces expressions dans l'équation (2.3) on a $\psi_x = \psi_y = 0$ et on obtient un découplage entre les ondes longitudinales (gouvernées par ψ) et transversales (gouvernées par ψ). Les expressions des composantes du champ de déplacement sont ainsi données par :

$$u = \frac{\partial \Phi}{\partial x} + \frac{\partial \psi_z}{\partial y}, \qquad v = \frac{\partial \Phi}{\partial y} - \frac{\partial \psi_z}{\partial x} \tag{2.7}$$

Les équations (2.4) et (2.5) deviennent alors :

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} = \frac{1}{c_L^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial t^2} \tag{2.8}$$

$$\frac{\partial^2 \psi_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi_z}{\partial y^2} = \frac{1}{c_T^2} \frac{\partial^2 \psi_z}{\partial t^2} \tag{2.9}$$

Sous l'hypothèse d'onde plane se propageant suivant la direction x, on peut chercher les solutions aux équations (2.8) et (2.9) sous la forme :

$$\Phi(x, y, t) = \phi(y) \exp i(kx - \omega t), \qquad \psi_z(x, y, t) = i\psi(y) \exp i(kx - \omega t), \tag{2.10}$$

avec ω la pulsation, k le nombre d'onde et $i = \sqrt{-1}$. Ces solutions représentent ainsi des ondes planes qui se propagent suivant l'axe x et qui sont stationnaires suivant y. En portant les solutions (2.10) dans les équations (2.7) on obtient les expressions suivantes pour les composantes du champ de déplacement :

$$u(x, y, t) = i \left(k\phi + \frac{d\psi}{dy} \right) e^{i(kx - \omega t)}, \qquad v(x, y, t) = \left(-ik\psi + \frac{d\phi}{dy} \right) e^{i(kx - \omega t)}, \tag{2.11}$$

En remplaçant (2.10) dans (2.8) et (2.9) respectivement, on obtient les équations différentielles suivantes pour les potentiels scalaire et vectoriel :

$$\frac{d^2 \phi}{dy^2} + p^2 \phi = 0, \qquad \frac{d^2 \psi}{dy^2} + q^2 \psi = 0. \tag{2.12}$$

où :

$$p^2 = \frac{\omega^2}{c_L^2} - k^2, \qquad q^2 = \frac{\omega^2}{c_T^2} - k^2,$$

désignent les carrés des nombres d'onde longitudinal et transversal respectivement.

Les solutions propagatrices (p et q positifs) des équations (2.12) sont de la forme :

$$\begin{aligned}\phi(y) &= A\sin(py) + B\cos(py),\\ \psi(y) &= C\sin(qy) + D\cos(qy),\end{aligned} \tag{2.13}$$

A, B, C, D sont des constantes réelles.
En portant ces solutions dans les équations (2.10) et (2.11) on obtient les expressions suivantes pour les fonctions potentielles et les composantes du champ de déplacement :

$$\Phi(x, y, t) = [A\sin(py) + B\cos(py)]e^{i(kx-\omega t)} \tag{2.14}$$

$$\psi_z(x, y; t) = i[C\sin(qy) + D\cos(qy)]e^{i(kx-\omega t)} \tag{2.15}$$

$$u(x, y, t) = i[k(A\sin(py) + B\cos(py)) + q(C\cos(qy) - D\sin(qy))]e^{i(kx-\omega t)} \tag{2.16}$$

$$v(x, y, t) = [\alpha(A\cos(py) - B\sin(py)) - ik(C\sin(qy) + D\cos(qy))]e^{i(kx-\omega t)} \tag{2.17}$$

En considérant les conditions aux limites, appliquées aux contraintes planes σ_{xy}, σ_{zy} et σ_{yy}, données par l'équation (2.2), on obtient deux systèmes d'équations découplées :

$$\begin{bmatrix}(k^2-q^2)\cos(pd) & 2kq\cos(qd)\\ \pm 2kp\sin(pd) & \pm(q^2-k^2)\sin(qd)\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}B\\ C\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0\\ 0\end{bmatrix} \tag{2.18}$$

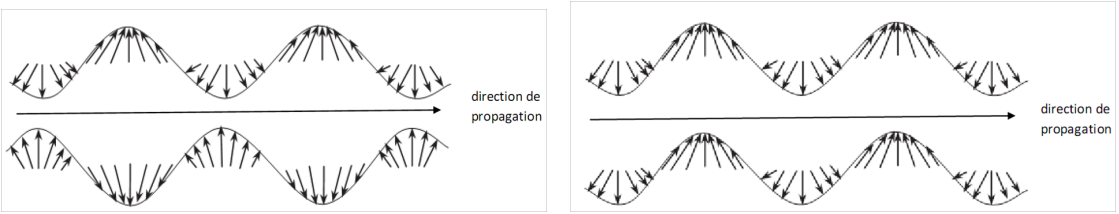
$$\begin{bmatrix}\pm(k^2-q^2)\sin(pd) & \mp 2kq\sin(qd)\\ 2kp\cos(pd) & (k^2-q^2)\cos(qd)\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}A\\ D\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0\\ 0\end{bmatrix} \tag{2.19}$$

Les solutions non triviales de ces systèmes d'équations sont obtenues lorsque les déterminants associés sont égaux à 0. On obtient alors respectivement, pour les systèmes d'équations (2.18), (2.19) les solutions :

$$\boxed{\frac{\tan(qd)}{\tan(pd)} = -\frac{4k^2pq}{(k^2-q^2)^2}} \tag{2.20}$$

$$\boxed{\frac{\tan(qd)}{\tan(pd)} = -\frac{(k^2-q^2)^2}{4k^2pq}} \tag{2.21}$$

Les équations (2.20) et (2.21) donnent les relations de dispersion (relation entre la fréquence et le nombre d'onde) de Rayleigh-Lamb, pour les modes **symétriques** et **antisymétriques** respectivement, dans une plaque infinie, homogène et isotrope. Les caractères symétriques et antisymétriques de ces modes se définissent par rapport à la surface moyenne de la plaque.
Les solutions (nombre d'onde en fonction de la fréquence) des équations (2.20), (2.21) présentent un nombre infini de « branches » (illustrant le caractère dispersif



(a) Mode symétrique (traction-compression).

(b) Mode antisymétrique (flexion).

FIGURE 2.12 – Modes de propagation des ondes de Lamb (Su and Ye, 2009).

et multimodal) correspondant aux modes de propagation symétriques (S) et antisymétriques (A). Les modes symétriques représentent des modes de propagation longitudinaux, tandis que les modes antisymétriques représentent des modes de propagation transversaux (voir figure 2.12)

Les équations (2.20) et (2.21) n'ont pas de solutions analytiques, elles peuvent être résolues numériquement afin de prédire les ondes de Lamb se propageant dans la plaque à une fréquence donnée. La démarche consiste à choisir des valeurs des nombres d'onde k et à déterminer les valeurs des fréquences ω qui satisfont les relations (2.20) et (2.21). Un algorithme itératif est généralement utilisé à cette fin. Outre ces méthodes de résolution « directes », des approches basées sur des modèles éléments finis ont également été développées dans la littérature afin de prédire les courbes de dispersion. Nous présentons au paragraphe suivant l'application de l'une d'entre elles pour la résolution de ce problème.

2.6.3 Approche éléments finis pour le calcul des courbes de dispersion

De nombreux travaux ont été réalisés pour le calcul des courbes de dispersion des ondes de Lamb. On distingue des approches semi-analytiques basées sur la théorie de la diffraction (Leger and Deschamps, 2009). Des méthodes numériques complètent ces dernières. Parmi les approches numériques, les plus utilisées sont les approches par éléments finis (Moser et al., 1999), les approches par différences finies (Alterman and Karal, 1968), les méthodes spectrales (Peng et al., 2009), les méthodes des éléments de frontière (boundary element methods-BEM) (Rose et al., 2003) et l'approche LISA (Local Interaction Simulation Approach) (Agostini et al., 1999, 2003). Toutes ces méthodes approchent le calcul des courbes de dispersion à partir des modèles, et elles ce sont montrées efficaces pour les applications considérées.
L'approche que nous utilisons ici est basée sur une modélisation éléments finis pour le calcul des courbes de dispersion. L'approche consiste à calculer les solutions périodiques en utilisant une transformée de Fourier/Floquet. On suppose l'existence des cellules périodiques dans la plaque, de telle sorte que le champ de déplacement dans le domaine de Fourier spatial peut s'écrire sur la forme :

$$\{U(k_x, k_y, k_z)\} = \sum_{m,n,l=-\infty}^{+\infty} \{u(m\Delta_x, n\Delta_y, l\Delta_z)\} e^{-j(k_x m + k_y n + k_z l)} \tag{2.22}$$

où (k_x, k_y, k_z) représentent les composantes du vecteur nombre d'ondes, u le champ de déplacement spatial, et $(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$ les dimensions de la cellule (élément volumique) considérée. Les ondes se propageant sont définies comme solutions des équations de mouvement associés à un seul vecteur d'onde $\mathbf{k} = (k_x, k_y, k_z)$. Cette hypothèse conduit à des contraintes de continuité sur les côtés gauche/droite d'une cellule (avec la cellule voisine) , éventuellement, pour chaque direction de la transformée de Fourier (continuité du champ de déplacement, conditions aux limites périodiques) et une périodicité spatiale des solutions cherchées. Les déplacements généralisés $\mathbf{q}$ et les forces généralisées $\mathbf{f}$ aux extrémités (gauche - G et droite - D) de cet élément sont reliés par :

$$\mathbf{q}_D = C\mathbf{q}_G \qquad \mathbf{f}_D = -C\mathbf{f}_G \tag{2.23}$$

où C est une constante qui dépend des propriétés de propagation (nombre d'onde). L'élément de la structure est discrétisé par des éléments finis classiques. Cela implique un faible nombre d'éléments pour le maillage. Les matrices de masse et de rigidité de l'élément volumique sont obtenues et sont par la suite post-traitées en utilisant les conditions de périodicité pour obtenir un problème aux valeurs propres, dont les solutions fournissent l'évolution de la fréquence en fonction du nombre d'onde (courbes de dispersion) ainsi que les modes de propagation (symétriques/antisymétriques). Cette approche se présente en général comme une alternative efficace lorsque des solutions analytiques sont impossibles. La méthode peut s'appliquer à tous types de structures (homogènes, composites, cylindres) de formes complexes. Les détails de cette approche peuvent se retrouver dans (Mace and Manconi, 2008; Manconi and Mace, 2007, 2010).
Nous présentons ici la validation de cette approche pour le calcul des courbes de dispersion dans une plaque homogène et isotrope en acier (E = 210 GPa, $\rho = 7800\ kg/m^3$, $\nu = 0.285$) d'épaisseur $h = 1$ mm. Les solutions « exactes » des relations de dispersions peuvent être obtenues en résolvant les équations (2.20) et (2.21). On peut ainsi comparer ces solutions à celles données par l'approche de calcul périodique utilisée. La figure 2.13 montre le modèle maillé d'une cellule avec respectivement 8 et 10 éléments *hexa20* (éléments hexaedriques à 20 noeuds) dans l'épaisseur de la plaque. Les dimensions de la cellule sont 0.1 mm ×0.1mm × 1 mm. La précision du résultat des courbes de dispersion dépendra du nombre d'éléments considérés dans l'épaisseur.

La figure 2.14 montre les courbes de dispersion des ondes de Lamb dans une plaque en acier d'épaisseur 1 mm. Les solutions exactes ainsi que les solutions éléments finis sont superposées comme le montre la figure. Dans cette figure sont représentés les nombres d'onde adimensionnés kd ($d = h/2$) en fonction de la fréquence, pour tous des modes de propagation dans la plage de fréquence considérée [0-9000] kHz.

La solution éléments finis a été obtenue à l'aide du logiciel SDTools (Structural Dynamics Toolbox), une toolbox d'analyse modale et de modélisation éléments finis pour les problèmes vibratoires (Balmes, 2014). On observe une adéquation entre les résultats des deux méthodes. Le modèle éléments finis ne permet pas de distinguer les modes (symétriques ou antisymétriques) car les équations d'équilibre dynamiques sont résolues sans découplage. Cependant la superposition des deux résultats permet

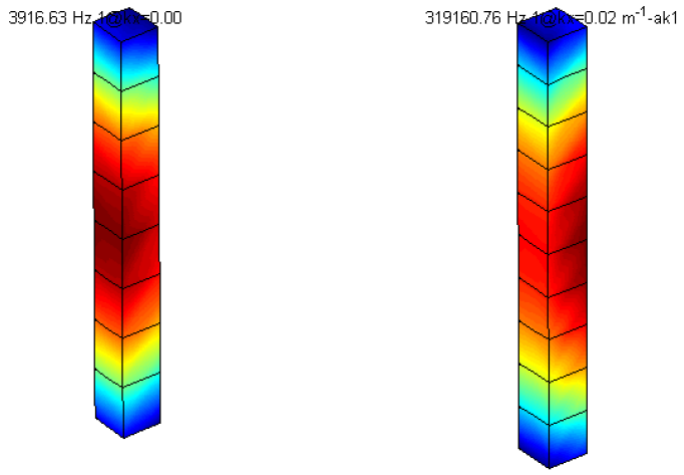


FIGURE 2.13 – Modèle maillé d'une cellule avec 8 éléments (gauche) et 10 éléments (droite).

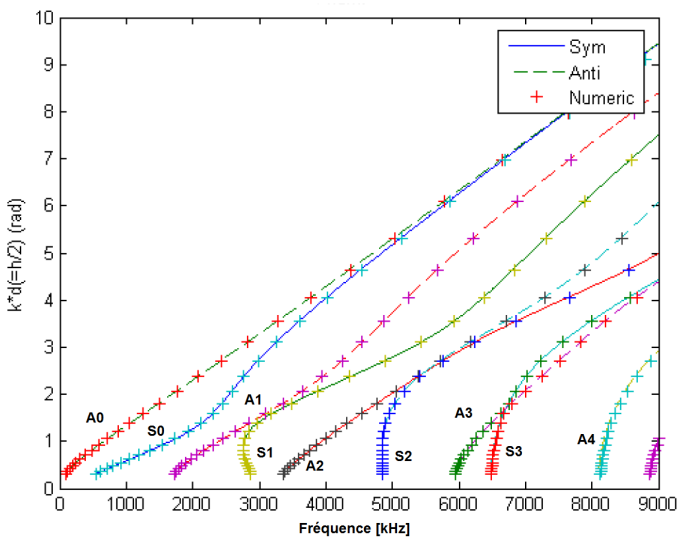


FIGURE 2.14 – Comparaison courbes de dispersion des ondes de Lamb dans une plaque en acier d'épaisseur $h = 1$ mm : analytique (symétrique : Sym, antisymétrique : Anti), modèle éléments finis (EF) (numérique (+)). A_i, S_i désigne les modes de propagation.

de voir que tous les modes sont bien présents dans les solutions. Ce résultat montre la validité de l'approche éléments finis proposée dans le cas de dans la plaque en acier décrite précédemment.

2.6.4 Difficultés associées à la mise en œuvre des ondes de Lamb

La figure 2.15 montre les vitesses de phase et de groupe en fonction de la fréquence, calculées selon les formules (f est la fréquence) :

$$V_{ph} = \frac{2\pi f}{k} \tag{2.24}$$

$$V_g = 2\pi \frac{\partial f}{\partial k} \tag{2.25}$$

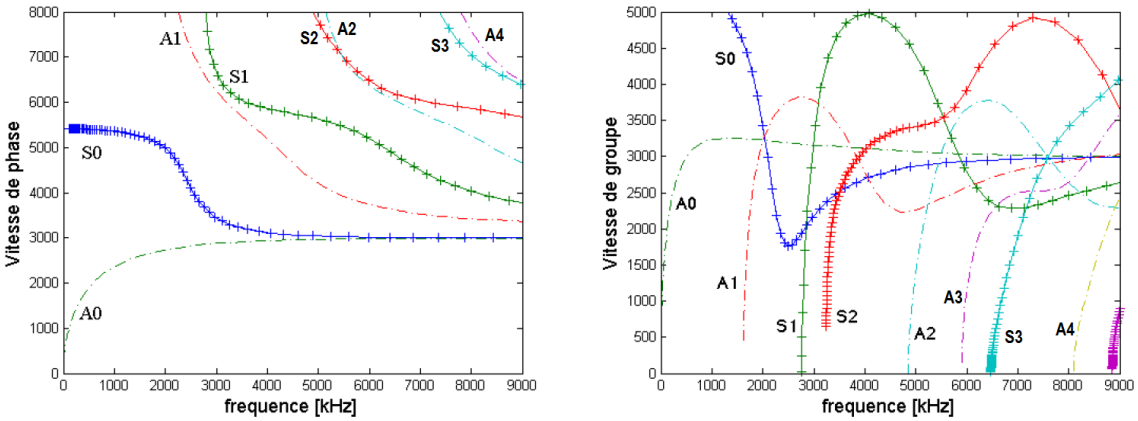


FIGURE 2.15 – Vitesse de phase (gauche) et vitesse de groupe (droite) en fonction de la fréquence.

On observe le caractère dispersif de ces ondes : la vitesse de groupe dépend de la fréquence. Cette propriété a des conséquences néfastes pour l'utilisation des ondes de Lamb pour la localisation des dommages. En pratique, pour réduire l'effet de la dispersion, on se sert des modes qui présentent une faible dispersion pour la détection, ou alors on linéarise les nombres d'onde en fonction de la fréquence afin de supprimer ou compenser les effets liés à la dispersion (Liu and Yuan, 2009; Wilcox, 2003; Xu et al., 2012). De plus, on remarque qu'à une fréquence fixée, on a plusieurs modes qui peuvent se propager simultanément dans la structure, ce qui rend l'utilisation de ces ondes très délicate pour la détection de dommages. Pour surmonter cette difficulté, on se place en général dans le domaine basse fréquence afin de solliciter majoritairement les deux modes fondamentaux A_0 et S_0. La conception du dispositif de génération de ces ondes permet aussi une sélection des modes que l'on souhaite mesurer. La figure 2.16 montre la longueur d'onde λ (mm) en fonction de la fréquence pour les deux premiers modes A_0 et S_0. On observe que pour le mode A_0, à la fréquence de 103.7 kHz, on a une longueur d'onde de 9.39 mm. Ceci correspond à la longueur d'onde des ondes de Lamb se propageant à cette fréquence et pour ce mode. Les courbes de dispersion nous renseignent non seulement sur les modes et sur la vitesse des ondes se propageant dans la plaque mais aussi sur la longueur d'onde des ondes qui se propagent. Cette propriété sera utilisée dans le chapitre 3 pour le choix de la fréquence d'excitation.

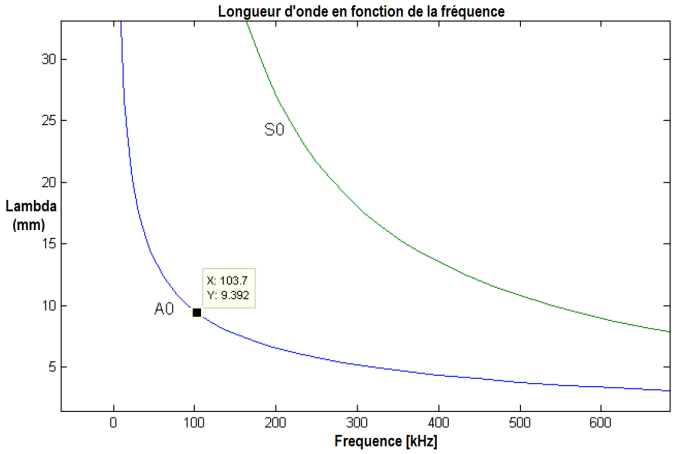


FIGURE 2.16 – Longueur d'onde en fonction de la fréquence.

2.6.5 Ondes de Lamb dans les plaques composites stratifiées

Les relations de dispersion des ondes de Lamb dans les plaques composites stratifiées ne présentent pas des expressions analytiques exactes comme pour le cas des plaques homogènes isotropes (données par les équations (2.20) et (2.21)). Le calcul des courbes de dispersion dans les structures minces composites se fait en général par des approches soit semi-analytiques soit éléments finis. Les deux approches semi-analytiques les plus utilisées sont la méthode de la matrice de transfert (*Transfer Matrix Method*) et la méthode de la matrice globale (*Global Matrix Method*) (Lowe, 1995; Nayfeh, 1995; Wang and Rokhlin, 2001). Ces deux méthodes ont déjà été utilisées pour le calcul des courbes de dispersion des ondes de Lamb dans les plaques composites stratifiées (Lowe, 1995; Wang and Rokhlin, 2001). Ces méthodes, bien qu'ayant des formulations différentes, représentent une extension au cas isotrope.
On considère une plaque composite stratifiée de géométrie rectangulaire plane Ω et d'épaisseur totale h, constituée de N plis, chacun ayant une épaisseur h^p (figure 2.17).

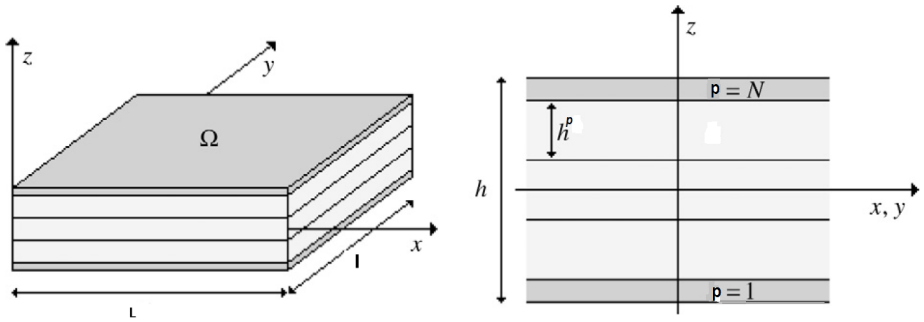


FIGURE 2.17 – Plaque stratifiée constitué de N plis.

La relation de comportement dans chacun des plis (p), dans un système de coordonnées locales (lié au pli) est donnée par l'équation (voir equation (2.1)) :

$$(\lambda + \mu)u^p_{j,ji} + u^p_{i,jj} = \rho^p \ddot{u}^p_i \qquad i, j = 1, 2, 3 \tag{2.26}$$

Le champ de déplacement et le champ de contraintes dans le pli p sont notés respectivement $\mathbf{u}^p$ et σ^p. La relation de continuité de ces grandeurs à l'interface de deux plis consécutifs est donnée par :

$$\left\{ \begin{array}{c} \mathbf{u}^p \\ \sigma^p \end{array} \right\} = A^p \left\{ \begin{array}{c} \mathbf{u}^{p-1} \\ \sigma^{p-1} \end{array} \right\} \tag{2.27}$$

où A^p est la matrice de transfert locale, qui dépend de la matrice de rigidité du pli et qui est reliée à la matrice de transfert globale A (Lowe, 1995) par :

$$A = A^1 A^2 \cdots A^{N-1} A^N \tag{2.28}$$

Cette approche appelée *méthode de la matrice de transfert* a été utilisée par Lowe (1995) pour la calcul des courbes de dispersion des ondes de Lamb dans un matériau isotrope stratifié. Des logiciels commerciaux tels que *DISPERSE*[9] permettent le calcul des courbes de dispersion basé sur ce modèle.

Nous utilisons dans ce travail l'approche éléments finis basée sur les solutions périodiques décrites plus haut. On considère une plaque orthotrope stratifiée constituée de 4 plis dont les orientations sont $[0°/45°/-45°/0°]$. L'épaisseur de chaque pli est $h^p = 0.28$ mm $(p = 1, \cdots, 4)$ et les propriétés mécaniques d'un pli sont données dans le tableau 2.1. La figure 2.18 montre le modèle maillé d'une cellule avec 4 éléments *hexa20* par pli, pour un total de 16 éléments dans toute l'épaisseur. La cellule élémentaire est de dimensions 0.1 mm× 0.1 mm× 1.2 mm.

TABLE 2.1 – Propriétés mécanique d'un pli.

masse volumique (kg/m^3)	épaisseur du pli (mm)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (GPa)	ν_{12}
1554	0.28	69	69	8.1	4.8	0.03

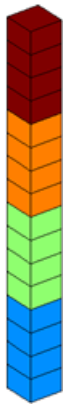
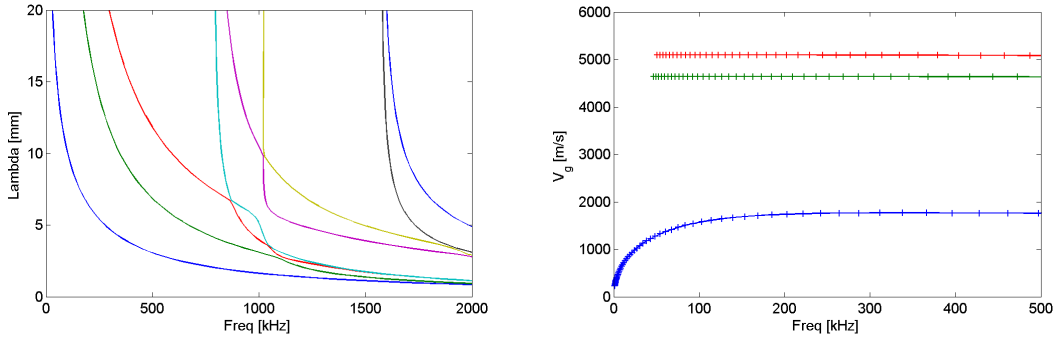


FIGURE 2.18 – Modèle maillé d'une cellule avec 4 éléments hexagonaux par pli.

9. *DISPERSE* est un logiciel développé au département d'Ingenierie Mécanique - Imperial College London



(a) Longueur d'onde en fonction de la fréquence.

(b) vitesse de groupe en fonction de la fréquence.

FIGURE 2.19 – Courbes de dispersion dans la plaque composite stratifiée dans la direction 0°.

La figure 2.19 montre l'évolution de la longueur d'onde et de la vitesse de groupe en fonction de la fréquence dans la direction 0°. Les vitesses de groupe ont été calculées dans la région basse fréquence, où seuls subsistent les trois premiers modes de propagation. Parmi les trois modes de propagation représentés, on observe que le premier mode (courbe en bleu) présente une forte dispersion (variation significative de la vitesse de groupe avec la fréquence) par rapport aux deux autres. En général, pour des problèmes de localisation de dommages, on sélectionne les modes présentant une faible dispersion afin d'obtenir des résultats plus précis.

2.7 Génération des ondes de Lamb

Comme nous l'avons introduit plus haut, les ondes de Lamb sont couramment utilisées pour la détection de dommages dans les structures minces. Le principe de la méthode consiste à générer ces ondes à l'aide des éléments piézoélectriques collés sur la structure. La méthode la plus courante pour la génération et la mesure des ondes de Lamb est l'utilisation de patchs piézoélectriques. L'effet piézoélectrique induit une polarisation électrique due à des forces mécaniques appliquées à la structure. En d'autres termes, des charges électriques sont emmagasinées à la surface du matériau piézoélectrique lorsque celui-ci est compressé (effet direct). L'effet inverse est aussi possible, c'est-à-dire que le matériau génère une déformation mécanique en réponse à un champ électrique appliqué. Ces deux effets sont illustrés sur la figure 2.20.

De nombreux matériaux exhibent cet effet piézoélectrique ; on peut citer entre autre des matériaux naturels tels que le *quartz* SiO_2 . La fabrication des céramiques piézoélectriques date des années 1950. Le premier matériau développé était le *titanate de baryum* ($BaTiO_3$). Les deux matériaux piézoélectriques les plus utilisés actuellement sont le titanate de zirconate de plomb (*lead zirconate titanate* - PZT) et le fluorure de polyvinylidène (*polyvinylidene fluoride*- PVDF). Le premier est une céramique et le deuxième est un film polymère. Le PVDF offre un meilleur effet piézoélectrique direct que le PZT et un mauvais effet piézoélectrique inverse. Les modélisations mathématiques du comportement piézoélectrique peuvent être trou-

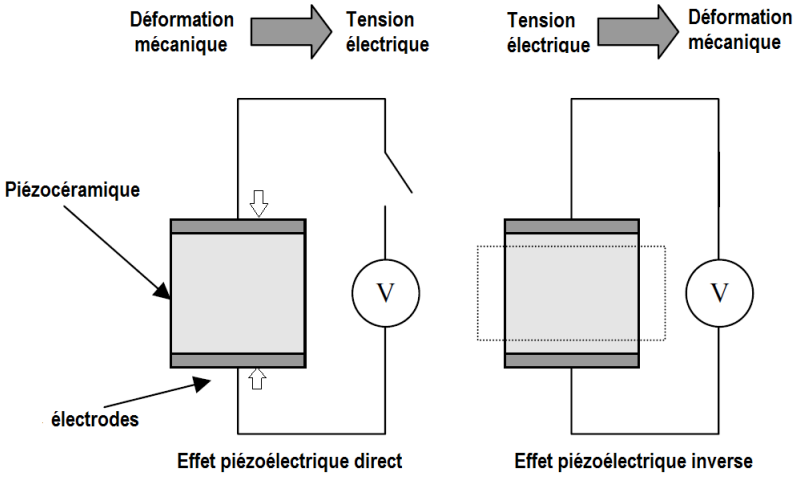
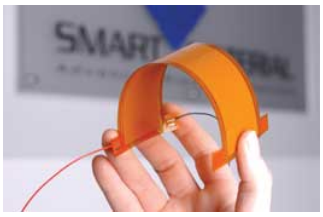


FIGURE 2.20 – Effet piézoélectrique direct et inverse.

vées dans (Hagood and von Flotow, 1991; Jaffe, 2012; Pak, 1992).
On distingue diverses formes et tailles de ces patchs piézoélectriques monolithiques ou assemblés comme le montre la figure 2.21. Le MFC (Macro-Fiber Composite) est un dispositif piézoélectrique développé par *Smart Material Corporation*.

(a) Piézocéramiques de différentes formes [10].



(b) MFC de *Smart Material Corporation* [11].

FIGURE 2.21 – Patchs piézoélectriques de différentes formes.

Les patchs piézocéramiques sont particulièrement attractifs pour leur intégration à des structures à des fins de contrôle santé intégré car ils peuvent être utilisés à la fois en tant que capteurs et actionneurs, en mode *pulse-écho* ou *pitch-catch*. Une majorité de méthodes de détection de dommages par ondes de Lamb utilise ce type de patchs piézoélectriques comme capteurs/actionneurs. Les ondes de Lamb générées à l'aide de ces patchs piézoélectriques ont la faculté de se propager sur de longues distances avec une faible atténuation. C'est-à-dire qu'on observe une faible dissipation de l'énergie de l'onde avec la distance de propagation. Des ordres de grandeur des coefficients d'atténuation des ondes de Lamb dans les matériaux composites peuvent être retrouvés dans Su and Ye (2009) Tableau 2.3, page 43. Expérimentalement, on observe que l'amplitude de l'onde dans une plaque décroit d'un facteur proportionnel à l'inverse de la distance parcourue. Ainsi, lorsqu'on

10. Source :https://www.ceramtec.com/applications/piezo-applications/sensor-technology/
11. Source :https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2007/ip_9.html

mesure l'amplitude en deux points p_1 et p_2 le long du chemin de propagation, on a (Su and Ye, 2009) :

$$\frac{A(d_1)}{A(d_2)} = \frac{\sqrt{d_2}}{\sqrt{d_1}} \tag{2.29}$$

où $A(d_1)$ et $A(d_2)$ représentent respectivement l'amplitude des ondes mesurée aux distances d_1 et d_2 de l'actionneur. Des expériences conduites sur une plaque en aluminium d'épaisseur 1.6 mm permettent de quantifier cette atténuation. Les résultats de cette expérience peuvent être retrouvés dans Su and Ye (2009) Figure 2.17, page 44.

2.8 État de l'art sur les méthodes de détection et de localisation de dommages par ondes de Lamb

2.8.1 Techniques avancées de traitement du signal pour la détection de dommages

Comme nous l'avons mentionné précédemment, la propriété la plus attrayante pour l'utilisation des ondes de Lamb pour la détection des dommages est leur capacité à parcourir de longues distances avec une faible atténuation, ce qui rend l'inspection de grandes surfaces possible. Par contre, l'inconvénient majeur de cette approche est la nature dispersive des ondes, ainsi que leur propagation multi-modale, qui nécessitent le développement d'outils d'interprétation appropriés. De manière générale, on cherche à extraire des caractéristiques pertinentes de la réponse mesurée, qui peuvent être liées aux dommages. À cet égard, des algorithmes appropriés de traitement du signal sont des outils essentiels pour le SHM par ondes de Lamb. Un bref aperçu des techniques de traitement du signal utilisées pour l'interprétation des ondes de Lamb mesurées pour la détection de dommages peut être trouvé dans (Ajay and Carlos, 2007; Su and Ye, 2009; Xu, Yu and Giurgiutiu, 2009*a*).
Ces techniques peuvent être classées en fonction du domaine où s'effectue le traitement. Les plus courants sont le *domaine temporel*, le *domaine fréquentiel* et le *domaine temps-fréquence*.

2.8.1.1 Analyse dans le domaine temporel

Les ondes de Lamb mesurées dans une structure se présentent en général sous forme de signaux (série temporelle) $x(t)$. Il existe plusieurs approches permettant l'extraction des caractéristiques sensibles à la présence des endommagements. Les plus couramment utilisées sont : la moyenne du signal $\bar{x}$, le maximum/minimum d'amplitude du signal x_{max}/x_{min}, l'amplitude crête-à-crête $x_{c-c} = x_{max} - x_{min}$, l'énergie du signal, qui peut être définie comme la valeur de la moyenne quadratique (Root mean square- RMS) :

$$x_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T_2 - T_1} \int_{T_1}^{T_2} x^2(t)dt}. \tag{2.30}$$

$[T_1\ T_2]$ représente la fenêtre temporelle dans laquelle le signal est analysé.
Différents moments statistiques sont souvent aussi utilisés comme caractéristiques de détection de dommage. Ils permettent en effet, de décrire la forme de la distribution statistique des données à analyser. Les moments statistiques centrés d'ordre i peuvent être obtenus par :

$$m_i = \mathbb{E}\left(\frac{x(t) - \bar{x}}{\sigma_x}\right)^i, \qquad i = 1, 2, \cdots \tag{2.31}$$

où, $F(x)$ est la fonction de répartition du signal $x(t)$. La moyenne et la variance représentent des moments statistiques d'ordre 1 et 2 respectivement. La variance représente la variabilité d'un signal par rapport à la moyenne. Le *kurtosis*, qui représente le moment statistique d'ordre 4 normalisé est aussi un indicateur couramment utilisé pour la détection dans le domaine vibratoire. Il correspond à une mesure de l'« aplatissement » de la distribution et a pour expression :

$$K_r = \frac{1}{T_2 - T_1} \frac{\int_{T_1}^{T_2} [x(t) - \bar{x}]^4 dF(x)}{x_{RMS}^4} \tag{2.32}$$

— **Transformée de Hilbert : amplitude et phase instantanées du signal**

Une des approches fréquemment utilisées pour la détection des dommages par ondes de Lamb consiste à extraire des caractéristiques instantanées liées à la propagation de l'onde. Ces caractéristiques sont l'amplitude (enveloppe) et la phase instantanées du signal. Ces deux paramètres peuvent être obtenus à partir de la représentation analytique x_A du signal (Zemmour, 2006) :

$$x_A(t) = x(t) + j\mathcal{H}\{x\}(t) \tag{2.33}$$

où $\mathcal{H}\{x\}(t)$ est la transformée de Hilbert du signal $x(t)$

$$\mathcal{H}\{x\}(t) = \frac{1}{\pi} \mathrm{PV} \int_{\infty}^{+\infty} \frac{1}{t - \tau} x(\tau) d\tau, \tag{2.34}$$

où PV est la valeur principale de Cauchy. L'amplitude et la phase instantanées du signal peuvent être définies respectivement par :

$$A_x(t) = \sqrt{x(t)^2 + \mathcal{H}\{x\}(t)^2}, \qquad \varphi_x(t) = \mathrm{atan}\left(\frac{\mathcal{H}\{x\}(t)}{x(t)}\right) \tag{2.35}$$

2.8.1.2 Analyse dans le domaine fréquentiel

Lorsque l'analyse dans le domaine temporel n'est pas pertinente pour la détection du dommage, on peut appliquer une transformation au signal mesuré $x(t)$. La transformation la plus utilisée est la transformée de Fourier qui permet d'observer le signal dans le domaine fréquentiel. La transformée de Fourier est définie par :

$$X(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) e^{-2j\pi f t} dt \tag{2.36}$$

Le contenu fréquentiel du signal peut alors être analysé à partir de la densité spectrale d'énergie $S_{xx}(f)$, qui représente le carré du module de la transformée de Fourier. Les variantes à cette approche sont l'utilisation des moments statistiques de la puissance spectrale pour la détection :

$$M_i = \int_{f_{min}}^{f_{max}} f^i S_{xx}(f) df, \qquad i = 1, 2, \cdots \tag{2.37}$$

$[f_{min}\ f_{max}]$ représente la plage fréquentielle dans laquelle le signal est analysé.
Dans la pratique, le signal mesuré est toujours discret, ayant N_{ech} échantillons. Ainsi l'équation (2.36) peut se mettre sous forme discrète, appelée transformée de Fourier discrète (*discrete Fourier transform - DFT*)

$$X_n = \sum_{k=1}^{N_{ech}} x_k e^{-\frac{2j\pi kn}{N_{ech}}}, \qquad n = 1, 2, \cdots N_{ech} \tag{2.38}$$

La transformée de Fourier rapide (*Fast Fourier Transform - FFT*) est un outil mathématique permettant de calculer la DFT.

2.8.1.3 Analyse dans le domaine temps-fréquence

Le signal de type onde de Lamb mesuré sur une structure est presque toujours instationnaire. Son analyse dans les domaines temporel ou fréquentiel peut montrer des limites selon les objectifs visés. En effet, l'analyse dans le domaine temporel ne nous renseigne pas sur le contenu fréquentiel du signal tandis que l'analyse dans le domaine fréquentiel ne renseigne pas non plus sur l'instant d'occurrence d'une fréquence donnée dans le signal. Pour surmonter cette difficulté, des techniques d'analyse à la fois dans le domaine temporel et fréquentiel ont été développées. Les techniques les plus couramment utilisées sont la transformée de Fourier fenêtrée (*Short Time Fourier Transform - STFT*) (Osegueda et al., 2003), la distribution de Wigner-Ville (*Wigner-Ville Distribution - WVD*) (Raghavan and Cesnik, 2007), la transformation en ondelettes (*Wavelet Transform - WT*) discrète et continue (Su and Ye, 2009), la décomposition empirique modale (*Empirical Mode Decomposition - EMD*) (Huang et al., 1998) et la décomposition parcimonieuse (notemment la *Matching Pursuit Decomposition - MPD*)(Mallat and Zhang, 1993).

— **Transformée de Fourier fenêtrée - STFT**

La STFT utilise le concept de la transformée de Fourier classique. Elle consiste à segmenter le signal en plusieurs fenêtres temporelles et à calculer la FFT successivement dans chacune des fenêtres. La segmentation se fait en multipliant le signal $x(t)$ par une fenêtre $w(t)$ (rectangulaire, Hanning, Hamming,...) dont le support dépend de la longueur de la fenêtre. La STFT s'exprime sous la forme :

$$X_{STFT}(f,t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(\tau) w(t-\tau) e^{-2j\pi f\tau} d\tau \tag{2.39}$$

$X_{STFT}(f,t)$ peut être interprété comme la transformée de Fourier de la fonction $x(\tau)w(t-\tau)$. La STFT est souvent utilisée pour le traitement du signal de type onde de Lamb (Su and Ye, 2009).

— **Distribution de Wigner-Ville - WVD**

Dans l'équation (2.39), il apparait que les choix de la fenêtre ainsi que de sa longueur sont importants. Pour contourner ce problème, on utilise une transformation de Wigner-Ville, formulée comme (formulation centrée) :

$$X_{WVD}(f,t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t+\frac{\tau}{2})x^*(t-\frac{\tau}{2})e^{-2j\pi f\tau}d\tau \tag{2.40}$$

La WVD calcule la transformée de Fourier de la fonction d'ambiguïté (fonction d'autocorrélation) du signal. La WVD ne souffre pas des effets de « fuite » (*leakage*) comme c'est le cas avec la STFT, elle offre donc une meilleur résolution spectrale que la STFT. Cette technique a été utilisée dans (Latif et al., 1999) afin de déterminer de manière précise les vitesses de groupe et de phase des ondes de Lamb se propageant dans un cylindre creux en acier. Par contre cette technique présente des inconvénients de type artefacts, interférences.

— **Transformation en ondelettes continues - CWT**

Souvent désignée par analyse temps-échelle, la CWT est la technique couramment utilisée pour le traitement du signal de Lamb (Ip et al., 2004; Jeong and Jang, 2000). Elle a trouvé ses applications dans plusieurs domaines allant de la géophysique à la médecine. Cette technique a été développée dans les années 50, mais les premières applications pour le traitement des signaux vibratoires datent des années 90 avec les travaux de Daubechies (Daubechies, 1990) et Newland (Newland, 1994). La CWT fournit une décomposition du signal $x(t)$ sur un ensemble de fonctions de base obtenues en « étirant » et en « comprimant » une fonction de référence, appelée ondelette « mère ». Cette opération peut s'écrire mathématiquement sous la forme :

$$CWT_x(a,b) = \frac{1}{\sqrt{a}}\int_{-\infty}^{+\infty} x(t)\Psi^*\left(\frac{t-b}{a}\right)dt \tag{2.41}$$

$\Psi^*(t)$ désigne le complexe conjugué de la fonction ondelette mère, dont la durée temporelle est limitée. Elle peut être vue comme la réponse impulsionnelle d'un filtre passe-bande de « référence » a et b sont les paramètres d'échelle et de temps respectivement. Ce sont ces paramètres duaux qui contrôlent la forme de l'ondelette ainsi que sa localisation dans le temps. Les fonctions d'ondelette $\Psi(t)$ dans la base doivent être de moyenne nulle et de carré intégrable ($\int_{-\infty}^{+\infty}\Psi(t)dt = 0, \quad \int_{-\infty}^{+\infty}|\Psi(t)|^2dt < \infty$). La densité d'énergie, appelée *scalogram* ($E(a,b) = |CWT_x(a,b)|^2$) est généralement utilisée pour l'analyse des ondes de Lamb. Elle fournit une visualisation temps-échelle du signal, révélant ainsi son contenu fréquentiel au cours du temps (ou aussi la densité spectrale d'énergie au cours du temps). Des travaux illustratifs, pour l'analyse des signaux de Lamb mesurés dans des plaques composites, peuvent être retrouvés dans (Ip et al., 2004; Jeong and Jang, 2000; Taha et al., 2006).

— **Transformation en ondelettes discrètes - DWT**

La DWT représente la version discrète de la CWT. Bien que certains auteurs l'utilisent pour extraire des caractéristiques pour la détection de dommages (Lin and Qu, 2000; Rizzo and di Scalea, 2006), cette technique est aussi utilisée pour le débruitage des signaux comme nous le verrons dans les chapitres suivants. Dans l'équation

(2.41) le facteur d'échelle et de temps sont discrétisés en utilisant deux variables m_0 et n_0 selon :

$$a = a_0^{m_0} \qquad b = n_0 a_0^{m_0} b_0, \qquad m_0, n_0 \in \mathbb{Z} \tag{2.42}$$

où a_0 et b_0 sont des constantes. Ainsi, la DWT s'obtient en introduisant l'expression (2.42) dans l'équation (2.41) :

$$DWT_x(m_0, n_0) = a_0^{-m_0/2} \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)\Psi^*(a_0^{-m_0}t - n_0 b_0)dt \tag{2.43}$$

— **Décomposition parcimonieuse - MPD**

La MPD (*Matching Pursuit Decomposition*) est a été introduite initialement par Mallat and Zhang (1993). Elle utilise un algorithme qui décompose un signal en une combinaison linéaire de formes d'ondes (ou atomes) qui sont sélectionnées à partir d'un dictionnaire de fonctions redondantes. Ces atomes sont choisis de manière à correspondre au mieux à la structure du signal. C'est un algorithme itératif : une fois que le meilleur atome est déterminé, il est extrait du signal et l'algorithme passe à l'itération suivante. L'algorithme extrait la plus grande quantité d'énergie possible du signal à chaque itération. Pour un signal discret $x[n]$, le résidu après k itérations est représenté par $R_x^k[n]$, avec $R_x^0[n] = x[n]$. A chaque itération l'algorithme effectue les opérations suivantes :

$$\begin{cases} g_\gamma &= \underset{g_{\gamma_i} \in \mathcal{D}}{\operatorname{argmax}} \left| \left\langle R_x^k[n], g_{\gamma_i} \right\rangle \right|, \qquad i = 1, 2, \cdots N_a \\ R_x^k[n] &= R_x^{k-1}[n] - \left\langle R_x^{k-1}[n], g_\gamma \right\rangle g_\gamma \end{cases} \tag{2.44}$$

N_a est le nombre d'atomes dans le dictionnaire $\mathcal{D}$; $g_{\gamma_i}(t)$ représente un atome (le vecteur d'indice $\gamma \in \mathbb{R}^+ \times \mathbb{R}^2$ permet de paramétrer l'atome - temps, modulation de fréquence, échelle).

La procédure est répétée jusqu'à ce que l'un des deux critères suivant soit atteint : soit le résidu a atteint un seuil (fixé en entrée), soit le nombre maximum d'itérations a été atteint. Mathématiquement le signal reconstruit s'écrit comme :

$$\hat{x} = \sum_{k=1}^{N_{iter}} a_{\gamma_k} g_{\gamma_k} + R_x^{N_{iter}}, \tag{2.45}$$

où a_{γ_k} représente les coefficients de la décomposition ($a_{\gamma_k} = \left\langle R_x^k[n], g_\gamma \right\rangle$) et N_{iter} est le nombre d'itérations.

L'algorithme garantit une conservation d'énergie entre le signal de départ $x(t)$ et le signal reconstruit $\hat{x}$.

Cette technique d'analyse temps-fréquence a récemment été utilisée par Xu, Giurgiutiu and Yu (2009) pour réaliser une décomposition modale et pour l'estimation des vitesses de groupe à partir des signaux de Lamb mesurés.

— **Décomposition empirique modale - EMD**

L'EMD est une décomposition proposée par Huang et al. (1998). Cette approche se distingue des autres décompositions classiques par le fait qu'elle est auto-adaptative.

En effet, elle est basée sur une analyse « locale » du signal et permet de faire ressortir des changements dans le signal, en termes d'amplitude et de fréquence. L'EMD est entièrement pilotée par les données du signal à analyser et, contrairement à la transformée de Fourier ou en ondelettes, cette décomposition ne repose sur aucune famille de fonctions définies a priori (ondelette mère, atome,...). L'avantage principal de l'EMD est que les fonctions de base sont dérivées du signal même. Ainsi l'EMD permet de décomposer un signal en une somme finie de composantes (de type modulation d'amplitude et de fréquence), appelées IMF (Intrinsic Mode Function). La décomposition décrit localement $x(t)$ comme une succession de contributions d'oscillations rapides (oscillations hautes fréquences) sur des oscillations plus lentes (oscillations basses fréquences). C'est un processus itératif où, localement, chaque IMF est enrichie à l'aide des oscillations de plus basse fréquence à chaque itération. Le signal $x(t)$ peut alors s'écrire :

$$x(t) = \sum_{i=1}^{N_{IMF}} IMF_i(t) + r_{N_{IMF}}(t) \tag{2.46}$$

où N_{IMF} est le nombre de fonctions IMF après décomposition et $r_{N_{IMF}}(t)$ le résidu. Les fonctions IMF sont construites à l'aide du calcul des « enveloppes supérieures et inférieures » du signal (définis par les maxima et minima locaux). Cette étape de l'algorithme nécessite cependant le choix d'une fonction d'interpolation (classiquement spline cubique). En raison de sa nature empirique et algorithmique, cette méthode ne repose sur aucun fondement mathématique/théorique complet. Cependant la méthode conduit à des résultats comparables à ceux des analyses temps-fréquence classiques. Elle a été utilisée pour le diagnostic des machines tournantes par Lei et al. (2013), pour la détection de dommages par ondes de Lamb dans les plaques composites par Zemmour (2006) et comme outil d'extraction des caractéristiques pour la classification des dommages dans les matériaux composites par (Hamdi et al., 2013). Les détails de cette approche sont donnés dans (Huang et al., 1998).

Nous avons présenté dans les sections précédentes diverses techniques avancées de traitement de signal pour l'analyse des ondes de Lamb. Ces techniques permettent d'extraire avec précision des caractéristiques pour la détection ou la localisation des dommages. Certaines de ces techniques offrent une plus grande résolution que d'autres comme nous l'avons souligné. Nous présentons dans la prochaine section l'application de ces analyses de signaux pour la détection de dommages.

2.8.2 Méthodes de détection de dommages

Le développement des méthodes de détection de dommages a reçu l'attention d'un grand nombre de chercheurs et d'industriels au cours de ces dernières années. Le nombre de publications et de brevets dans le domaine n'a cessé d'augmenter (Banks, 2000).
Le problème de détection de dommage peut se formaliser de la façon suivante : à partir des signaux mesurés sur une structure dans un état sain et ensuite dans un état inconnu (état actuel), comment décider si la structure comporte des dommages ? Cette décision peut se faire sur la base d'un critère qui peut par exemple être basé

sur la comparaison entre les signaux dans ces deux états. Dans le cadre du SHM par ondes de Lamb, diverses caractéristiques (amplitude, phase, enveloppe, coefficients de la décomposition en ondelettes, etc...) sensibles à la présence du dommage sont extraites des signaux, à l'aide des techniques avancées de traitement de signal. La démarche de détection de dommages se fait en comparant des caractéristiques extraites des signaux de la structure aux états sain et endommagé (Farrar and Worden, 2007; Su and Ye, 2009). Cette comparaison se fait en construisant des indicateurs sensibles au dommages, que l'on appelle couramment des DI (*Damage Index*). Les DIs les plus couramment utilisés sont construits à partir de la différence ou du rapport entre ces caractéristiques (états sain et endommagé) (Su and Ye, 2009). La prise de décision sur la présence ou non du dommage se fait en général dans un cadre statistique, qui requière de répéter la mesure des signaux, sur la structure, un grand nombre de fois pour pouvoir construire des distributions sur les caractéristiques. En effet, une seule mesure des signaux aux états sain et endommagés ne permettrait pas de prendre de décision robuste relative à la présence du dommage, à cause de l'influence des paramètres opérationnels et environnementaux (bruits d'instrumentation, etc..) sur les signaux mesurés, conduisant à des décisions erronées. Les distributions statistiques construites à partir des données à l'état sain permettent un apprentissage de cet état ainsi que le calcul des seuils de détection. Dans cette logique le développement d'outils statistiques robustes pour la détection de dommage devient primordial, et le problème de détection de dommage est alors abordé selon le paradigme de reconnaissance de formes statistiques (Farrar and Worden, 2007). Dans ce contexte, l'analyse en composantes principales (ACP) et les tests d'hypothèses statistiques représentent les approches couramment utilisées. Manson (2002); Yan et al. (2005*a*,*b*) ont utilisé l'ACP pour la discrimination des changements dans les signaux liés au effets environnementaux et ceux liés au dommage. Hajrya and Mechbal (2013) ont utilisé l'ACP et la théorie des perturbations pour la détection robuste de dommages dans les structures aéronautiques. Torres-Arredondo, Tibaduiza Burgos, Mujica Delgado, Rodellar Benedé, Fritzen et al. (2013) ont proposé une méthode d'évaluation des dommages dans un panneau composite raidi en utilisant une modélisation non linéaire pilotée par les données (signaux de Lamb) mesurées sur la structure. Cette approche utilise une DWT pour l'extraction des caractéristiques et une ACP non linéaire (ACPNL) pour la réduction de dimension. Un seuil de détection est calculé à partir des données à l'état sain et la décision de détection repose sur la valeur de ce seuil. Torres-Arredondo, Tibaduiza-Burgos, Mujica, Rodellar and Fritzen (2013) ont validé trois algorithmes d'analyse multivariée de détection de dommages. Ces algorithmes sont basés sur l'ACP, ACPNL et l'analyse en composantes indépendantes (ACI). Un modèle de référence est construit en effectuant un apprentissage de la structure dans son état sain à partir des signaux mesurés. Les indicateurs sont calculés à partir des coefficients d'ondelettes (DWT) des réponses temporelles structurelles. La démarche a été validée sur une plaque composite multi-couche tissée et un morceau de panneau composite d'un avion. Haynes and Todd (2015) ont développé une stratégie robuste de sélection de PZTs pour améliorer la détection de dommages dans les structures en aluminium de géométrie complexe. La caractéristique extraite est l'énergie normalisée de la différence des signaux entre les états sain et endommagé. La stratégie de sélection de capteurs pour la détection est basée sur

un test d'hypothèses binaires de Neyman-Pearson. Cependant toutes ces approches posent deux problèmes fondamentaux : le choix des caractéristiques à extraire et le choix de la famille de distribution de probabilité pour la modélisation de ces caractéristiques. Des éléments de réponses à ces questions restent très peu discutés dans la littérature. Nous proposons une démarche de ce type au chapitre 4.

2.8.3 Localisation de dommages

Le problème de localisation de dommage consiste à développer des techniques / modèles afin de localiser le dommage dans la structure une fois que ce dernier a été détecté. Les méthodes de localisation de dommages par ondes de Lamb ont aussi largement été étudiées dans la littérature (Kundu et al., 2012; Michaels, 2008; Moll et al., 2010; Su and Ye, 2009). La stratégie de localisation la plus répandue utilise deux caractéristiques importantes liées à la propagation de l'onde : la vitesse de groupe des ondes et le temps de vol (*Time-of-Flight - ToF*). Le temps de vol se définit comme le temps mis par l'onde diffractée par le dommage pour arriver au capteur (voir figure 2.22). Ce temps se mesure en général comme la différence entre l'instant d'arrivée du premier paquet d'onde au capteur et l'instant d'emmission du signal d'excitation. Le ToF est extrait de la différence des signaux entre les états sains et endommagés, l'hypothèse étant que seule la présence du dommage cause des changements dans les signaux. La précision de la localisation dépend étroitement des méthodes d'estimation de ces deux grandeurs, du fait de la nature dispersive des ondes de Lamb qui peuvent conduire à des imprécisions lors de l'estimation.

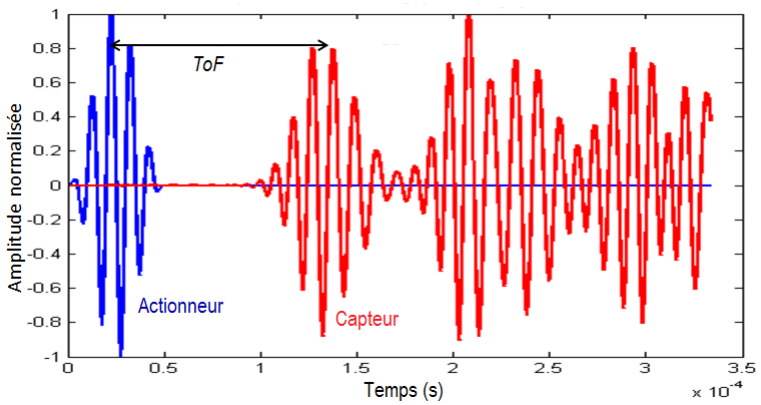


FIGURE 2.22 – Illustration du temps de vol (ToF) de l'onde entre l'actionneur et le capteur

Diverses techniques de traitement de signal ont été utilisées pour l'estimation du temps de vol. Les plus courantes sont celles présentées en section 2.8.1.3 (STFT, WVD, CWT, MPD, EMD) et la transformée de Hilbert (Ajay and Carlos, 2007; Jeong and Jang, 2000; Niethammer et al., 2001; Xu, Yu and Giurgiutiu, 2009*a*; Yan, 2013). Connaissant les ToFs et les vitesses de groupe, la solution au problème de localisation du dommage est obtenue en résolvant un ensemble d'équations non-linéaires, qui décrivent la relation entre le ToF, la vitesse de groupe et les coordonnées du dommage. Les deux modèles de localisation les plus populaires sont la méthode

des ellipses (basé sur l'algorithme *Time-of-arrival*, ToA) et la méthode des hyperboles (basé sur l'algorithme *Time-Difference-of-arrival*, TDoA). Les solutions de cet ensemble équations sont en général, pour l'ensemble des paires capteurs-actionneurs, soit des ellipses ou des hyperboles. En superposant toutes ces solutions, le point d'intersection de toutes ces ellipses/hyperboles, représente la zone à forte probabilité de présence du dommage. Il existe diverses variantes de ces méthodes qui peuvent être trouvées dans (Flynn et al., 2011; Hall and Michaels, 2010; Quaegebeur et al., 2014; Zeng et al., 2013).
Toutes ces méthodes ont largement été utilisées avec succès dans la littérature pour la localisation de différents types de dommages dans les structures de géométries variées. Cependant, du fait que les ToFs soient estimés à partir des signaux mesurés expérimentalement, des bruits de mesure et autres incertitudes peuvent détériorer la qualité de leur estimation. Pour surmonter cette difficulté, des méthodes de quantification des incertitudes sur leur estimation ont été développées. Par exemple, Zhao et al. (2007) ont combiné une approche probabiliste avec une approche d'imagerie par tomographie pour améliorer la localisation de dommages. Flynn et al. (2011) ont développé une approche basée sur l'estimation par maximum de vraisemblance pour améliorer l'estimation des ToFs pour la localisation de dommages dans des plaques en aluminium. Yu and Su (2012) ont appliqué une méthode d'estimation non paramétrique par noyaux de la distribution des ToFs afin d'estimer la dispersion des ToFs et ainsi quantifier les incertitudes liées à leur estimation. Récemment Niri and Salamone (2012) ont proposé une approche probabiliste basée sur les Filtres de Kalman étendus (*Extended Kalman Filter* - EKF) pour la localisation des dommages dans les structures composites par émission acoustique. Des incertitudes sur les ToFs et les vitesses de groupe ont été simultanément quantifiées dans leur approche. Yan (2013) a proposé un système d'identification Bayésien pour la quantification des incertitudes sur la localisation de dommages dans les plaques composites. Les incertitudes sur les ToFs et les vitesses de groupe ont également été prises en compte simultanément, mais avec une hypothèse d'isotropie pour la vitesse de groupe, ce qui n'est pas le cas pour les matériaux composites. Toutes ces méthodes ont montré leur robustesse pour l'amélioration de la localisation des dommages dans les structures étudiées. Cependant la comparaison dans un cadre probabiliste des méthodes des ellipses et des hyperboles n'a pas encore été réalisée à notre connaissance. Nous proposons une approche de ce type au chapitre 5.

2.8.4 Influence des paramètres opérationnels et environnementaux sur la détection et la localisation de dommages

Comme nous l'avons rappelé plus haut, la détection et la localisation de dommages se font en comparant les signaux obtenus dans un état de référence (supposé sain) à ceux obtenus dans un état potentiellement endommagé. Ce moyen de diagnostic simple et efficace peut devenir un réel défi lorsque les conditions environnementales et opérationnelles (*environment and operational conditions - EOC*) changent (Andrews et al., 2008; Lee et al., 2011). Les conditions environnementales et opérationnelles incluent en général, des variations de température, des variations des conditions aux limites de la structure, des chargements appliqués sur la structure

etc...
Les variations de température sont les facteurs les plus couramment étudiées car ils affectent considérablement la robustesse des systèmes SHM. Les variations de température causent en général un changement de propriétés des matériaux, entrainant des modifications d'amplitude et de phase instantanées dans les signaux, et donc un facteur d'amplitude et un déphasage peuvent être observés dans les signaux mesurés à des températures différentes (LeDuff et al., 2014). Lu and Michaels (2005) a montré qu'en présence des changements de température, une simple soustraction des signaux aux états sains et endommagés ne permet pas de discriminer les changements liés au dommage de ceux liés aux variations de température. En effet, même en l'absence d'endommagements, les signaux mesurés sur une même structure à des températures différentes présentent des écarts ; du fait de la variation des propriétés mécaniques de la structure avec la température d'une part et de la fluctuation avec la température des performances des PZTs utilisés pour l'excitation et la mesure d'autre part. Afin de surmonter ce problème, plusieurs travaux théoriques et expérimentaux ont été conduits pour étudier l'influence des fluctuations de température sur la propagation des ondes de Lamb (Kijanka et al., 2013; Konstantinidis et al., 2006; Lee et al., 2011; Lu and Michaels, 2005). De plus, des travaux sur ces problématiques pour des applications au SHM se sont focalisés sur le développement de techniques de compensation des effets de la température pour la détection et la localisation de dommages. Ces techniques se divisent en deux groupes. Le premier groupe concerne les techniques basées sur le choix optimal du signal de référence (à une température quelconque) à partir d'une base de données « complète » construite à partir de mesures à différentes températures (*Optimal Baseline Selection - OBS*). Le second groupe est basé sur des modèles qui sont construits pour décrire l'effet des variations de température sur les signaux, et par la suite pour compenser ces effets (*Baseline Signal Stretch - BSS*). La technique OBS consiste à construire une base de données de signaux mesurés sur une plage de température. Un critère spécifique est ensuite utilisé pour sélectionner le signal de référence (dans cette base de données) pour lequel on a l'écart minimum en température, par rapport au signal mesuré à l'état endommagé (Konstantinidis et al., 2006; Lu and Michaels, 2005). Le critère communément utilisé est une minimisation moindres carrés de la différence entre les signaux dans ces deux états (Clarke et al., 2010), ce qui peut s'écrire :

$$x_{OBS} = \underset{x_{T_i} \in \mathcal{B}}{\operatorname{argmin}} (x_{T_i} - x_{endo})^2, \qquad i = 1, \cdots N_{\mathcal{B}} \tag{2.47}$$

où $\mathcal{B} = \{x_{T_1}, x_{T_2}, \cdots, x_{T_{N_{\mathcal{B}}}}\}$ désigne la base de données de référence à différentes températures T_i et $N_{\mathcal{B}}$ représente le nombre de points de températures différentes dans la base de données. x_{endo} est le signal à l'état endommagé. Cette technique est simple, mais a l'inconvénient de nécessiter une grande base de données de signaux de référence à différentes températures, ainsi qu'une bonne résolution en température, afin de réduire le niveau de bruit après soustraction. Cette exigence limite l'application de cette technique de compensation dans les cas pratiques étant donné que dans certaines situations il serait difficile voire impossible d'atteindre la résolution en température souhaitée.

Contrairement aux techniques OBS, les techniques de compensation BSS cherchent à construire un modèle des effets des changements de température sur les signaux (Harley and Moura, 2012; Michaels and Michaels, 2005). Ces modèles sont généralement construits par des algorithmes d'apprentissage utilisant des signaux de référence à plusieurs températures différentes. Des grandeurs sensibles aux variations de température sont identifiées et extraites [12] (amplitude instantanée, phase instantanée, propriétés mécaniques de la structure ou des PZTs, etc...), le modèle d'apprentissage est ensuite construit sur ces grandeurs. Une fois le modèle construit, on peut reconstruire un signal à une température quelconque (dans la plage considérée) à partir d'un seul signal de référence à une température T_{ref}, considérée comme température de référence, et du modèle appris. L'avantage de cette approche est qu'elle nécessite une plus petite base de données de référence pour la construction du modèle de compensation (par rapport à l'approche OBS).
Par exemple Michaels and Michaels (2005) ont proposé une stratégie de compensation BSS, basée sur l'estimation du retard dans les signaux, en utilisant une approche de cohérence temporelle locale. Cette approche peut être considérée comme une mesure de la variation en fonction du temps de la forme entre deux signaux. L'approche a été validée sur une plaque en aluminium, et a montré son efficacité pour discriminer des changements liés aux dommages de ceux liés aux variations de température. Clarke et al. (2010) a proposé de combiner les deux techniques OBS et BSS afin de réduire la taille de la base de données de référence, nécessaires à la compensation de l'effet de la température et ainsi réduire le niveau de bruit après compensation. Récemment, Roy et al. (2014) ont proposé une approche basée sur un modèle physique afin de compenser l'effet de la température sur les signaux. Le modèle développé prend en compte l'influence de la température sur les propriétés physiques de la structure étudiée, ainsi que sur les propriétés de la colle (utilisée pour le collage des PZT sur la structure) et des PZTs. L'approche a été validée expérimentalement sur des panneaux raidis en alliage d'aluminium et la méthodologie s'est montrée efficace pour la détection et la localisation de dommages après compensation de l'effet de la température. L'inconvénient principal de cette approche est qu'elle requière la connaissance de la loi de dépendance explicite de ces propriétés matériaux avec la température, ce qui n'est pas toujours disponible en pratique. En effet, dans le cadre de leur application, les auteurs disposaient des modèles d'évolution explicites avec la température des propriétés telles que les modules d'Young, le coefficient de Poisson, les propriétés diélectriques etc... ce qui a permis de construire une modélisation éléments finis fine afin d'enrichir le modèle de compensation. Une autre étude Wang et al. (2014) a présenté une stratégie de compensation de l'effet de la température basée sur les réseaux de neurones artificiels simple-couche (*Adaptive Linear Neuron - ADALINE*), afin d'améliorer la localisation de dommages dans une structure composite. Les données d'entrée du filtre ADALINE sont les signaux à plusieurs températures, l'un d'entre eux servant de référence. Les sorties du modèle (estimation) sont des coefficients de pondération, traduisant la relation entre le signal de référence et le signal à une température quelconque. Un apprentissage est ensuite réalisé sur ces coefficients de pondération, afin de construire le modèle de compen-

12. Ces grandeurs sont généralement extraites en utilisant les outils avancés de traitement du signal que nous avons présentés dans la section 2.8.1

sation. Les coefficients de pondération sont estimés pour chaque température par une méthode des moindres carrés ordinaire. Étant donné que le filtre ADALINE est basé sur une représentation du réseau de neurones en considérant uniquement une seule couche (single layer), une étude approfondie introduisant des non-linéarités (au moins deux couches) semble importante afin de justifier le choix de cette représentation élémentaire et ainsi apporter une robustesse à la méthode. Divers travaux sur l'interférométrie par onde coda (*Coda Wave Interferometry* — CWI) ont également été menés visant à observer au cours du temps, des changements des conditions de propagation d'ondes acoustiques dans un matériau. Balaa et al. (2009) ont envisagé cette technique pour le CND afin d'évaluer la sensibilité de l'onde de coda à des modifications de température dans une plaque mince d'aluminium.
Comme nous l'avons mentionné plus haut, des variations de température ont pour effet une modification d'amplitude et de phase instantanées dans les signaux. Toutes les méthodes présentées ci-dessous ne compensent qu'une de ces deux grandeurs (soit l'amplitude soit la phase). Nous avons proposé dans le cadre de ce travail un algorithme de compensation de ces deux grandeurs simultanément. Ceci est réalisé en construisant un modèle de compensation Bayésien, qui est obtenu après un apprentissage de ces grandeurs (conjointement) avec la température. Le détail de la méthodologie est présenté au chapitre 6.

2.9 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre le contexte du contrôle santé intégré aux structures aéronautiques ainsi que les technologies qui s'y relient. Les enjeux liés à l'utilisation de matériaux composites dans l'industrie aéronautique ainsi que les inconvénients en termes de modes de dégradation/endommagements ont également été présentés. Ceci nous a conduit à introduire l'intérêt du SHM pour l'optimisation de la maintenance, par rapport aux techniques d'inspections classiques (CND, visuelle). L'accent a été mis sur les technologies SHM par ondes guidées (principalement les ondes de Lamb), dont nous avons présenté les généralités, allant de leur modélisation, à leur génération à des fins de contrôle santé. Des techniques avancées de traitement du signal ont également été brièvement exposées. Ces techniques permettent d'extraire des informations pertinentes des signaux de Lamb mesurés sur une structure afin de construire des stratégies de détection et de localisation de dommages dans cette dernière. Un état de l'art sur les techniques de détection et de localisation de dommages ainsi que sur les méthodologies de prise en compte de l'effet de la température dans la démarche de détection et de localisation a été présenté, ainsi que les principaux enjeux.

Chapitre 3

Structures composites étudiées et dispositifs expérimentaux

3.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous nous intéressons à la présentation détaillée des structures composites étudiées, ainsi qu'à celle des dispositifs expérimentaux associés. La démarche expérimentale est réalisée dans un premier temps en utilisant des plaques de petites dimensions. Ces plaques sont des structures simples, ayant des propriétés mécaniques identiques à celles des sous-structures de la nacelle d'un Airbus A380 et que nous appelons plaques « fonctionnelles ». L'étude préliminaire, réalisée sur ces plaques fonctionnelles, a pour but de valider la méthodologie SHM mise en œuvre dans un cadre de laboratoire. Ensuite cette démarche est implémentée sur des sous-structures constituant la nacelle. Des dommages calibrés sont générés sur ces plaques fonctionnelles afin de réaliser des études visant à les détecter et à les localiser. La démarche SHM mise en œuvre pour ces deux études (plaques fonctionnelles et sous-structures de la nacelle) est détaillée dans la section 3.2. Les plaques fonctionnelles ainsi que les sous-structures constituant la nacelle de l'Airbus A380 nous ont été fournies par AIRCELLE du groupe SAFRAN dans le cadre de ce projet. La suite de ce chapitre sera organisée comme suit : après avoir présenté la démarche mise en œuvre et les structures composites étudiées, nous présentons la démarche pour le choix de la colle et des éléments piézoélectriques respectant les contraintes imposées par le contexte industriel. La génération et la description des différents dommages étudiés sont ensuite présentées, ainsi que le dispositif expérimental. Une modélisation éléments finis est également conduite pour le choix des paramètres du signal d'excitation et la construction du modèle numérique pour la validation numérique des algorithmes de détection et de localisation de dommages développés.

3.2 Démarche SHM mise en œuvre

La démarche retenue dans cette l'étude consiste à coller des éléments piézoélectriques sur les structures étudiées afin de réaliser le contrôle de leur état de santé par la technique des ondes de Lamb. Les éléments piézoélectriques (qui serviront de capteurs et d'actionneurs) ainsi que la colle utilisée pour le collage doivent respec-

ter des contraintes imposées par le contexte industriel. Ces contraintes représentent leur capacité à endurer les sollicitations mécaniques et environnementales rencontrées par la nacelle en cours de fonctionnement réel. Des tests spécifiques ont été réalisés pour la validation du choix de ces éléments dans ce but. Une fois ce choix validé, les éléments piézoélectriques sont collés sur ces structures et un banc d'essai expérimental avec des dispositifs appropriés est conçu, afin de faire l'acquisition des signaux sur les structures étudiées. La démarche expérimentale SHM mise en œuvre peut se résumer de la façon suivante :

1. Justification des choix des éléments piézoélectriques et de la colle, respectant les contraintes imposées par le contexte industriel.
2. Validation de la démarche et des algorithmes de contrôle santé sur des plaques fonctionnelles, de géométrie simple, à l'échelle du laboratoire.
3. Implémentation de la stratégie de contrôle santé sur les structures de la nacelle d'un Airbus A380, réalisées avec le même matériau que les plaques fonctionnelles.

3.3 Présentation des structures aéronautiques composites étudiées

3.3.1 Présentation des parties de la nacelle de l'A380 étudiées

Les deux parties de la nacelle auxquelles nous nous sommes intéressés sont le capot de soufflante (*fan cowl*) et la structure interne fixe (Inner Fixed Structure - IFS) du capot coulissant de l'inverseur. Ce sont des structures de géométries complexes, qui sont construites en assemblant divers matériaux composites. Le *fan cowl* est fait de matériaux composites en carbone époxy monolithique. C'est une structure multicouches constituée pour certaines parties de 3 plis orientés selon $[0°/45°/0°]$ et pour d'autres parties de 4 plis orientés selon $[0°/45°/-45°/0°]$. Cette structure fait 2.20 m de hauteur pour 5.80 m de demi-circonférence. L'IFS est constituée de matériaux en sandwich nid d'abeille (NIDA). Le cœur du sandwich est un nid d'abeille en alliage d'aluminium et les peaux externes sont en carbone monolithique époxy ou en BMI (structure à matrice Bismaleimide), multicouches. Ses dimensions sont de 2.75 m de hauteur pour 3.80 m de demi-circonférence. Les figures 3.1 et 3.2 montrent une vue d'ensemble de ces deux sous-structures pour un A380. On peut voir sur la figure 3.1 les zones avec raidisseur du *fan cowl*.

3.3.2 Présentation des plaques fonctionnelles monolithiques et sandwichs

Les plaques fonctionnelles, de géométrie simple, sont définies selon les parties des sous-structures qu'elles représentent. On distingue des plaques composites monolithiques en carbone époxy (avec raidisseur ou sans) qui sont utilisées dans le *fan cowl*, ainsi que des plaques composites en sandwich nid d'abeille avec un cœur en aluminium et des peaux externes en carbone époxy ou en BMI, utilisés dans l'IFS.

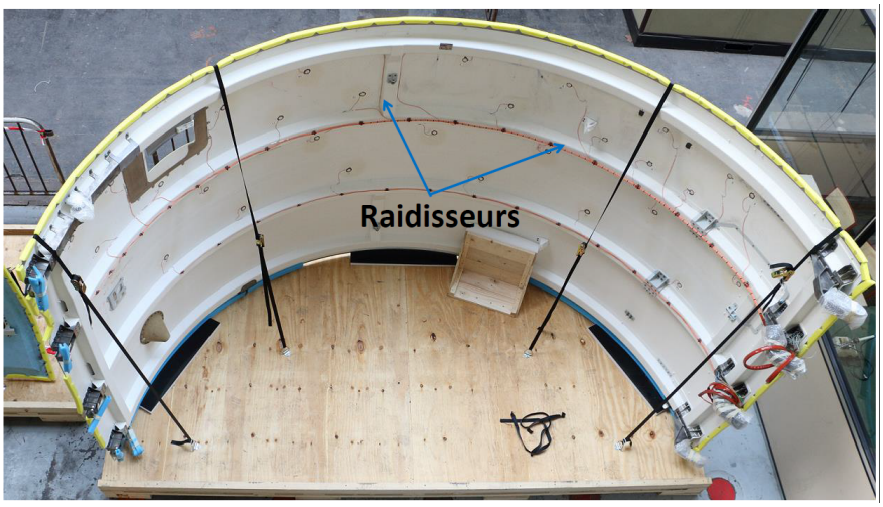


FIGURE 3.1 – Vue d'ensemble d'une moitié du *fan cowl* d'un Airbus A380.

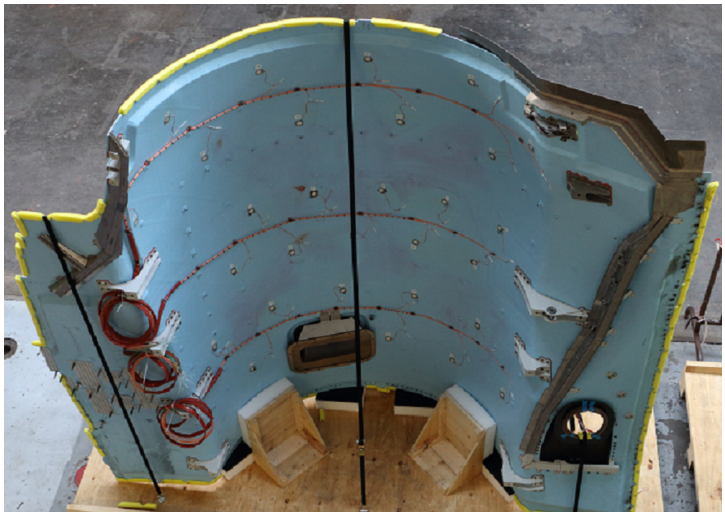


FIGURE 3.2 – Vue d'ensemble d'une moitié de l'IFS d'un Airbus A380.

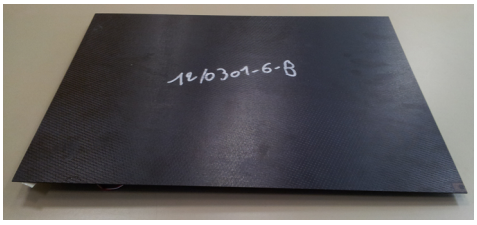
— **Plaques époxy monolithiques**

Ce sont des plaques composites 400 mm × 300 mm constituées de 4 plis orientés selon $[0°/-45°/45°/0°]$. Chaque pli est constitué d'un tissu de fibre de carbone et d'une matrice époxy. Les propriétés mécaniques de chaque pli, d'épaisseur $0.28mm$ sont données dans le tableau 3.1. La figure 3.3 montre une vue d'ensemble de la plaque époxy multicouche, avec et sans raidisseur.

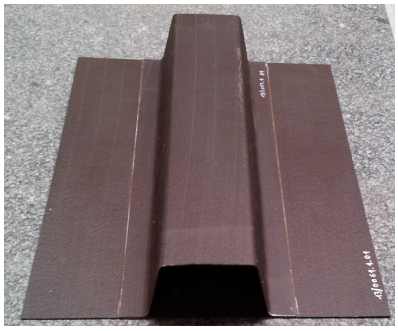
TABLE 3.1 – Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique.

masse volumique (kg/m^3)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (GPa)	ν_{12}
1554	69	69	8.1	4.8	0.03

Outre ces plaques monolithiques, des études numériques ont été conduites sur des plaques monolithiques identiques aux précédentes mais présentant une plus forte anisotropie (propriétés mécaniques différentes selon la direction). Ces plaques sont



(a) Plaque époxy monolithique.



(b) Équivalent avec raidisseur.

FIGURE 3.3 – Plaques composites en carbone époxy monolithique avec et sans raidisseur.

modélisées par éléments finis et elles sont de mêmes dimensions que les plaques fonctionnelles, mais avec des propriétés mécaniques différentes. Elles sont étudiées, d'une part pour valider notre algorithme de localisation de dommages dans les structures fortement anisotropes, et d'autre part pour étudier l'influence de l'anisotropie du matériau sur les résultats de localisation des dommages. Les propriétés mécaniques d'un pli pour les deux types de plaques considérées à ces fins sont listées dans les tableaux 3.2 et 3.3. Les modules d'Young E_{11} et E_{22} ont été modifiés.

TABLE 3.2 – Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique simulée 1.

masse volumique (kg/m^3)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (GPa)	ν_{12}
1554	**60**	**40**	8.1	4.8	0.03

TABLE 3.3 – Propriétés mécaniques d'un pli : plaque monolithique simulée 2.

masse volumique (kg/m^3)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (GPa)	ν_{12}
1554	**80**	**40**	8.1	4.8	0.03

— **Plaques sandwich**

Ce sont des plaques en sandwich nid d'abeille. Le cœur en nid d'abeille est en alliage d'aluminium et les peaux externes, constituées de 4 plis orientés selon [0°/ − 45°/45°/0°], sont en carbone BMI. La figure 3.4 montre une vue d'ensemble de la plaque sandwich (cœur + peaux) de dimensions 400 mm × 300 mm × 32 mm. Les propriétés mécaniques sont données dans le tableau 3.4 pour un pli constituant les peaux externes, et dans le tableau 3.5 pour le cœur en alliage d'aluminium.

TABLE 3.4 – Propriétés mécaniques d'un pli des peaux en carbone BMI.

masse volumique (kg/m^3)	épaisseur d'un pli (mm)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	$G_{12} = G_{13} = G_{23}$ (GPa)	ν_{12}
1554	0.28	65.7	65.7	8.1	5.2	0.02

FIGURE 3.4 – Plaque composite sandwich nid d'abeille.

TABLE 3.5 – Propriétés mécaniques du coeur en nid d'abeille (alliage Aluminium).

masse volumique (kg/m^3)	épaisseur (cœur nida aluminium) (mm)	E_z (MPa)	G_{zl} (MPa)	G_{zw} (MPa)
67	30	866	354	163

3.3.3 Choix des éléments piézoélectriques et de la colle

3.3.3.1 Contraintes imposées par le contexte industriel

Les structures présentées ci-dessus ont été équipées d'éléments piézoélectriques (PZT, qui serviront de capteurs et d'actionneurs) collés à leur surface afin de réaliser le contrôle de leur état de santé. Le choix de ces éléments piézoélectriques ainsi que de la colle a été justifié à la suite d'un ensemble de tests. Ces tests ont pour objectifs de valider la capacité de l'ensemble colle-piézoélectrique à endurer les sollicitations environnementales rencontrées par la nacelle en conditions de fonctionnement réelles. Ces conditions sont les suivantes :

- Températures opérationnelles comprises entre -55°C et +120°C
- Déformations en surface correspondant aux cas « fatigue » :
  - ◇ $\varepsilon = +0.2$ % : extension dans le *fan cowl*
  - ◇ $\varepsilon = -0.2$ % : contraction dans l'IFS

Des coupons élémentaires représentatifs des parties de la nacelle à surveiller ont été étudiés et soumis à ces sollicitations dans ce but. Le critère nous permettant de statuer concernant la tenue de l'ensemble « colle et élément piézoélectrique » aux conditions environnementales est lié à la capacité statique[1] (partie imaginaire de l'impédance) des éléments piézoélectriques une fois collés à la surface des coupons : si la capacité statique de l'élément piézoélectrique collé ne varie pas de plus de ±5% suite aux différentes sollicitations environnementales, alors le test est jugé concluant.

3.3.3.2 Éléments piézoélectriques et colle retenus

Deux familles d'éléments piézoélectriques (PZT NCE51 de *Noliac* et MFC de *Smart Materials*) et trois types de colles (302- 3M EPO-TEK, Redux 322, EA 9674 Structil) ont été testés. Ces différentes colles ont été proposées par AIRCELLE car elles avaient déjà été utilisées et validées pour l'assemblage de leurs matériaux composites et pour divers collages. De plus leurs températures de transition vitreuse (Tg) sont compatibles avec les conditions opérationnelles de la nacelle. Les détails

1. Capacité du « condensateur » formé par l'élément piézoélectrique et la structure à la quelle il est collé, à basse fréquence

des propriétés électromécaniques des différents éléments piézoélectriques ainsi que des différentes colles sont donnés en Annexe A.1 et A.2. Chaque configuration « colle-piézoélectrique » a été considérée pour les expériences de validation de la tenue de l'ensemble aux conditions de vol. Cette démarche a par ailleurs aussi été suivie pour diagnostiquer l'état de santé de l'ensemble colle-piézoélectrique (défaut de collage, endommagement du piézoélectrique, décollement du piézoélectrique).
L'ensemble piézoélectrique-colle qui a montré de bonnes capacités de résistance aux conditions opérationnelles de la nacelle, suite à ces expériences est le PZT NCE51 de Noliac et la colle Redux 322. Les propriétés sont les suivantes :

— **Redux 322**

- ◇ Type : Film adhésif époxy modifié
- ◇ Température d'utilisation : de - 55°C à 175°C
- ◇ Résistance au cisaillement : $\simeq$ 22 MPa
- ◇ Polymérisation : Cuisson 60 minutes à 175°C et sous pression (140-700 kPa).

La figure 3.5 montre le PZT NCE51 de diamètre 25 *mm* dont les propriétés électromécaniques sont données ci-dessous.

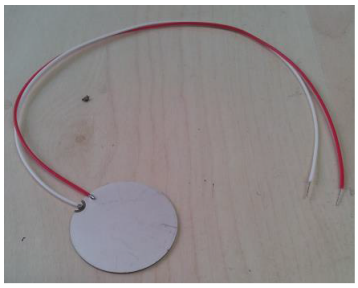


FIGURE 3.5 – PZT NCE51 de Noliac de diamètre 25 mm.

— **PZT (NCE51 de Noliac)**

- ◇ Propriétés électromécaniques (données dans le tableau A.1)

TABLE 3.6 – Propriétés électromécaniques des PZTs (NCE51 de Noliac).

E_{11} (GPa)	E_{33} GPa	a (1/K)	ν	d_{31} (pC/N)	d_{33} (pC/N)	S^E_{11} 10^{-12}	S^E_{33} 10^{-12}
62.50	52.63	2 $\times 10^{-6}$	0.38	-195.00	460.00	16.00	19.00

- ◇ Tension nominale[2] : -120 V à 120 V
- ◇ Température de Curie : 360°C
- ◇ Courant maximum : 60 mA
- ◇ Taille et masse (tableau A.2) :

2. La tension nominale définit l'intervalle de tension acceptable sans endommager le PZT (tension de claquage)

TABLE 3.7 – Taille et poids des PZTs (NCE51 de Noliac).

diamètre (mm)	épaisseur (mm)	ρ (kg/m^3)	masse (g)
25	0.5	7600	1.865

3.3.4 Génération et description des différents défauts et dommages

Des dommages et des défauts ont été introduits dans plusieurs plaques fonctionnelles. Les dommages sont de différentes natures :

— simulation d'un délaminage (réalisé en insérant une pastille de teflon entre deux plis)
— décollement pour les plaques sandwich (entre les peaux externes et le cœur en nid d'abeille) et pour les plaques monolithiques avec raidisseurs (entre la partie plane de la plaque et le raidisseur)
— impacts (du coté lisse des plaques, trois degrés de sévérité différents)

Les deux premières catégories de dommages sont générées lors de la fabrication des éprouvettes fonctionnelles par AIRCELLE. La dernière catégorie a été réalisée à l'ENSAM, en collaboration avec le laboratoire I2M (campus de Bordeaux d'Arts et Métiers ParisTech). Ce laboratoire possède une tour de chute admettant les paramètres se rapprochant de ceux issues du retour expérience SAFRAN :

— conditions aux limites : bridage entre plaques métalliques considérées rigides, avec une fenêtre d'environ 100 mm × 100 mm.
— masse de l'impacteur : 2.3 kg
— forme de l'impacteur : hémisphérique, diamètre 16 mm
— énergie : $4J$ (monolithique), $6J$ (sandwich).

Un contrôle non-destructif (CND) ultra-sonore est réalisé avant et après chaque impact de manière à évaluer l'endommagement en termes de taille et de zone affectée. Les figures 3.6 et 3.7 montrent les plaques impactées, ainsi que le résultat d'un contrôle ultra-sonore avant et après impact pour les plaques monolithiques et sandwich. Les figures de droite montrent l'imagerie de la zone de dommage.

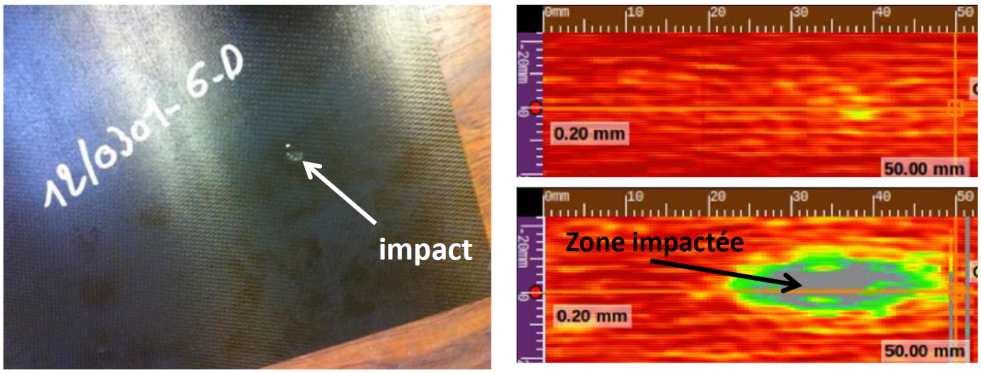


FIGURE 3.6 – Impact sur plaque monolithique (gauche : plaque impactée (24 mm), droit : CND avant (haut) et après (bas) impact).

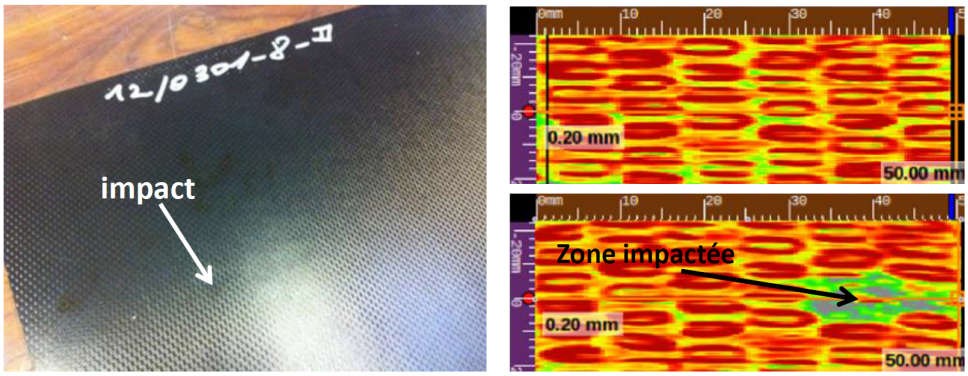


FIGURE 3.7 – Impact sur plaque sandwich (gauche : plaque impactée (15 mm), droit : CND avant (haut) et après (bas) impact).

En plus des dommages « réels » décrits plus haut, des aimants ont également été introduits sur les structures pour simuler l'effet d'un dommage. Ces « dommages simulés » sont des aimants puissants en néodyme (NdFeB). Chacun de ces aimants, de taille différente, engendre un effort de contact important lorsque les aimants sont placés de part et d'autre sur une structure, ce qui cause une déformation locale de cette dernière. Ces aimants peuvent être considérées comme une modélisation de « dommage réversible ». Le tableau 3.8 présente 3 aimants cylindriques de différentes tailles utilisés pour simuler l'effet du dommage.
L'ensemble des configurations de défauts et des dommages est récapitulé dans le tableau 3.9. La configuration 6AM20Bis représente l'aimant M40 « fixé » sur l'aimant M20, la surface de contact entre l'aimant et la plaque étant de 20 mm. La configuration 8CM45P2 diffère de celle 8CM45 uniquement par la position de l'aimant sur la plaque. Les dimensions de la plaque sont données sur la figure 3.8. Ces différents aimants seront aussi utilisés par la suite pour simuler des dommages sur les sous-structures fan cowl et IFS.

TABLE 3.8 – Aimants de différentes tailles utilisés pour simuler un dommage (images et données Fabricant (SuperMagnet)).

Aimants			
Masse (g)	24	150	360
Diamètre (mm)	20	35	45
Force de contact (N)	110	380	640

TABLE 3.9 – Description des différents plaques avec défauts et dommages et coordonnées des dommages dans le repère lié à la plaque (figure 3.8(a) et 3.9(a)).

Configurations de dommages « réels »	Référence	Taille (mm)	Coordonnées (mm)
Plaque monolithique avec défaut (téflon entre plis)	7A	10	(100,147)
Plaque monolithique avec dommage (impact 1)	6B	14	(300,150)
Plaque monolithique avec dommage (impact 2)	6C	20	(303,150)
Plaque monolithique avec dommage (impact 3)	6D	24	(97,145)
Plaque monolithique autoraidie avec décollement	1-02	10	(200,80)
Plaque sandwich avec défaut (téflon entre plis)	9C	10	(98,146)
Plaque sandwich avec défaut (décollement)	9B	10	(300,150)
Plaque sandwich avec dommage (impact 1)	8B	22	(300,150)
Plaque sandwich avec dommage (impact 2)	8C	18	(303,150)
Plaque sandwich avec dommage (impact 3)	8D	15	(300,150)
Configurations de « dommages » types aimants			
Plaque monolithique avec aimant 1	6AM20	20	(300,150)
Plaque monolithique avec aimant 2	6AM30	30	(300,150)
Plaque monolithique avec aimant 3	6AM20Bis	20	(185,155)
Plaque monolithique avec aimant 4	6AM40	40	(95,140)
Plaque sandwich avec aimant 1	8CM35	35	(305,145)
Plaque sandwich avec aimant 2	8CM45	45	(195,150)
Plaque sandwich avec aimant 3	8CM45P2	45	(315,150)
Plaque autoraidie avec aimant 1	A1M40	40	(160,80)
Plaque autoraidie avec aimant 2	A1M40P2	40	(95,160)

3.3.5 Placement des éléments piézoélectriques

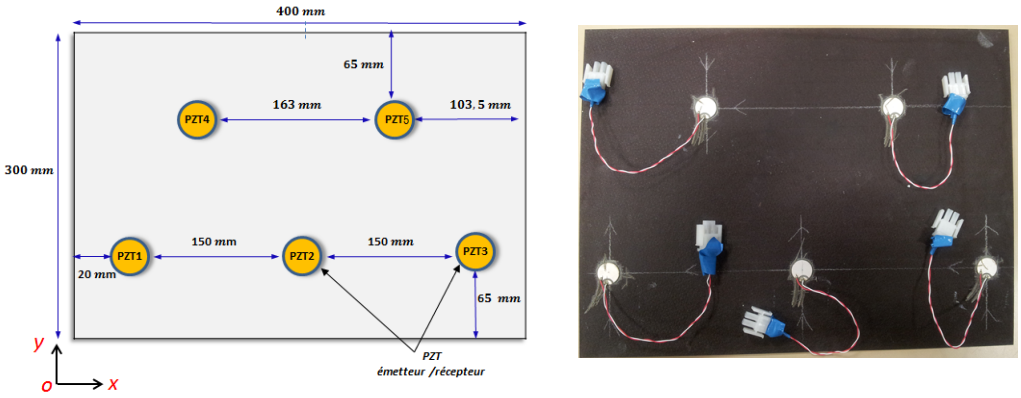
3.3.5.1 Plaques fonctionnelles

Afin de réaliser le contrôle de leur état de santé, chacune des plaques fonctionnelles (monolithique et sandwich) est équipée de 5 disques piézoélectriques (PZT NCE 51 Noliac) disposés suivant un motif régulier comme le montre la figure 3.8. Cette configuration de placement des PZTs à été retenue à la fois pour les plaques monolithiques et les plaques sandwich. Le diamètre des disques piézoélectriques est de 20 mm pour les plaques monolithiques et de 25 mm pour les plaques sandwich. Les PZT ont une épaisseur de 0.5 mm Les coordonnées des PZTs sont données dans le tableau 3.10. Chacun des PZTs peut agir comme actionneur ou comme capteur.

TABLE 3.10 – Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques dans le repère lié à la plaque (figure 3.8(a)).

	PZT_1	PZT_2	PZT_3	PZT_4	PZT_5
x (mm)	30	200	370	113.5	286.5
y (mm)	75	75	75	225	225

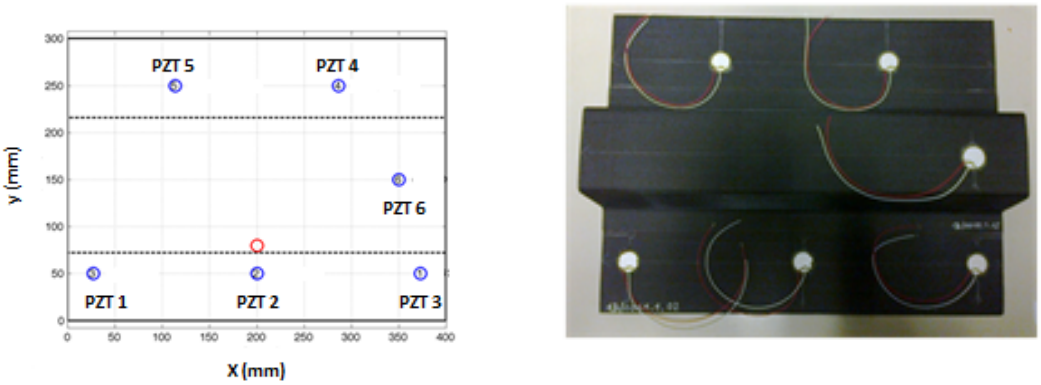
Les plaques monolithiques avec raidisseurs (plaques autoraidies) sont équipées chacune de 6 PZT de diamètre 20 mm et d'épaisseur 0.1 mm. La figure 3.9 montre



(a) Schéma d'implantation des PZT. (b) Plaque réelle.

FIGURE 3.8 – Plaque monolithique équipée de 5 PZTs.

la plaque monolithique autoraidie équipée de 6 PZT dont les cordonnées sont listées dans le tableau 3.11.



(a) Schéma d'implantation des PZT. (b) Plaque réelle.

FIGURE 3.9 – Plaque monolithique autoraidie équipée de 6 PZTs.

TABLE 3.11 – Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques dans le repère lié à la plaque (figure 3.9(a)).

	PZT_1	PZT_2	PZT_3	PZT_4	PZT_5	PZT_6
x (mm)	27	200	373	286.5	113.5	350
y (mm)	50	50	50	250	250	150

3.3.5.2 Sous-structures de la nacelle

Le *fan cowl* et l'IFS ont également été équipés de disques piézoélectriques de type NCE51 de Noliac. Les PZTs utilisés sont ceux de diamètre 25 *mm* et ont été collés sur ces structures à l'aide de la même colle (Redux 322) qui a servi pour les plaques fonctionnelles. Sur l'IFS et le *fan cowl* ont été collés respectivement vingt

neuf et trente PZTs comme le montrent les figures 3.10 et 3.11. Pour le *fan cowl* (figure 3.10), les coordonnées des PZTs ont été mesurées par triangulation dans les zones 1 et 2 associées à des repères différents dont les origines sont représentés sur la figure 3.10. Ces coordonnées sont listées dans les tableaux 3.12 et 3.13.

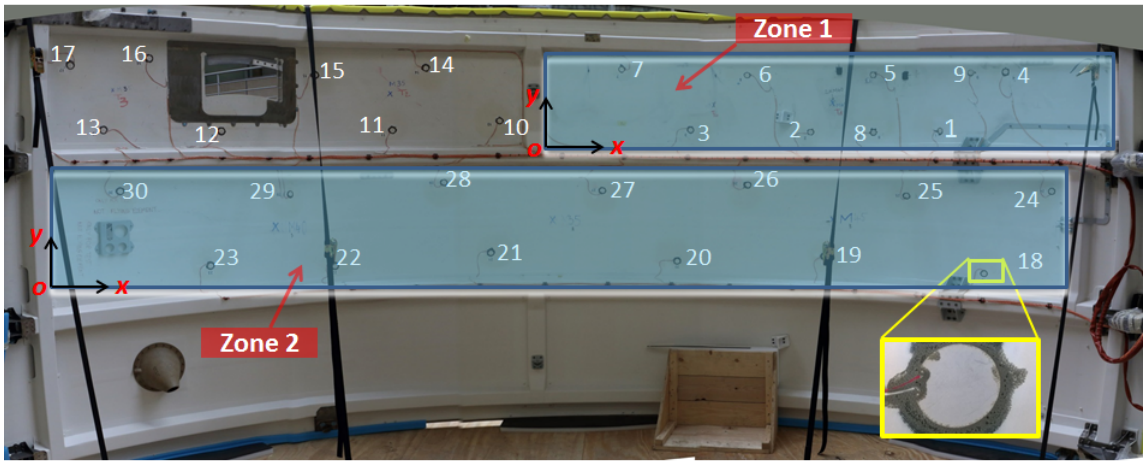


FIGURE 3.10 – Moitié du *fan cowl* équipé de 30 PZTs, numérotés de 1 à 30.

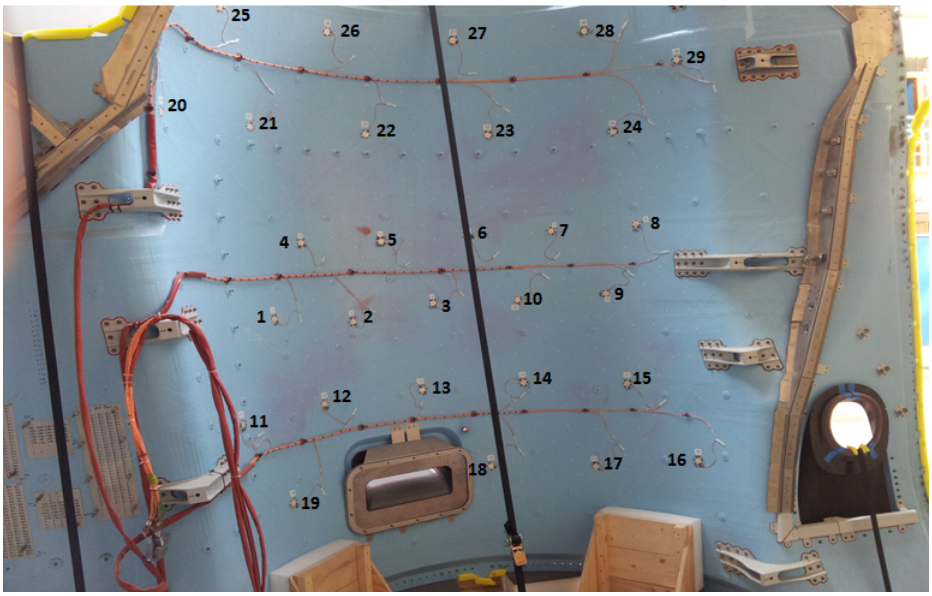


FIGURE 3.11 – Moitié de l'IFS équipé de 29 PZTs, numérotés de 1 à 29.

TABLE 3.12 – Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques : zone 1.

PZTs	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x (m)	2.019	1.421	0.823	2.313	1.715	1.113	0.500	1.723	2.152
y (m)	0.098	0.078	0.084	0.400	0.377	0.375	.400	0.083	0.390

TABLE 3.13 – Coordonnées du centre des éléments piézoélectriques : zone 2.

PZTs	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
x (m)	4.179	3.413	2.671	1.775	1.033	0.432	4.473	3.801	3.036	2.307	1.558	0.801	0.050
y (m)	0.076	0.109	0.059	0.102	0.070	0.120	0.500	0.441	0.478	0.823	0.475	0.447	0.500

3.4 Dispositifs expérimentaux

La technique de contrôle santé par ondes de Lamb est basée sur le principe que ces ondes peuvent se propager dans la structure et ainsi interagir avec d'éventuels dommages. Des informations sont alors extraites de l'onde diffractée par le dommage afin de faire un diagnostic de celui-ci. La représentation schématique de ce principe est montrée sur la figure 3.12 où l'on peut voir toute la chaine de contrôle, partant de la génération de l'onde, de l'acquisition des données au diagnostic du dommage. L'émetteur représente le PZT qui agit en actionneur, tandis que le récepteur désigne le PZT agissant en capteur.

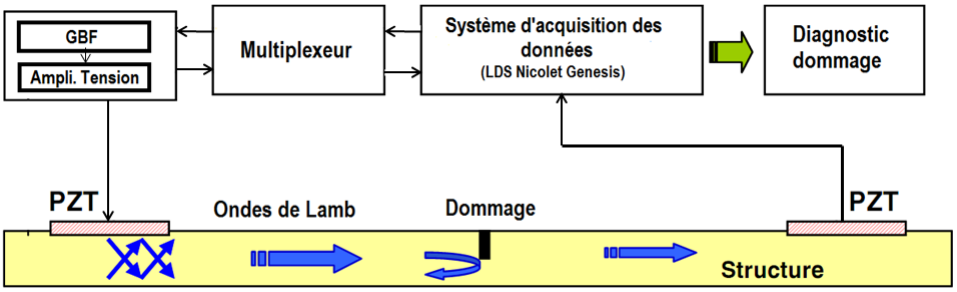


FIGURE 3.12 – Approche active pour la détection de dommage par ondes de Lamb.

Le dispositif expérimental est présenté figure 3.13, où la plaque monolithique est suspendue à un portique. Un signal à bande étroite est généré à l'aide d'un générateur basse fréquence (GBF). Ce signal est ensuite amplifié et transmis à un PZT qui joue alors un rôle d'actionneur, le signal électrique est converti en action mécanique dans la structure (effet piézoélectrique direct) qui induit une onde de Lamb. Un autre PZT qui est utilisé comme capteur mesure ensuite la déformation mécanique de la structure qui est alors convertie en signal électrique (effet piézoélectrique inverse). Un système d'acquisition LDS Nicolet Genesis permet d'enregistrer les signaux mesurés. Un multiplexeur Acquitek a été utilisé afin d'automatiser la procédure d'excitation-acquisition, évitant ainsi de connecter et déconnecter les câbles des PZTs lorsque ceux-ci agissent en actionneur ou en capteur. Cette automatisation devient indispensable lorsqu'on souhaite faire un grand nombre d'acquisitions des signaux sur chacune des structures étudiées.

A cause de la nature dispersive des ondes de Lamb (la vitesse de groupe et de phase des ondes dépend de la fréquence - chapitre 2), le choix du type de signal d'excitation est très important. Il doit avoir un support temporel très court (le support fréquentiel étant à bande très étroite), de type « *burst* » afin de réduire l'étalement des paquets d'onde pendant la propagation (Su and Ye, 2009). Le signal a été choisit de manière classiquement admise pour le contrôle santé par ondes de

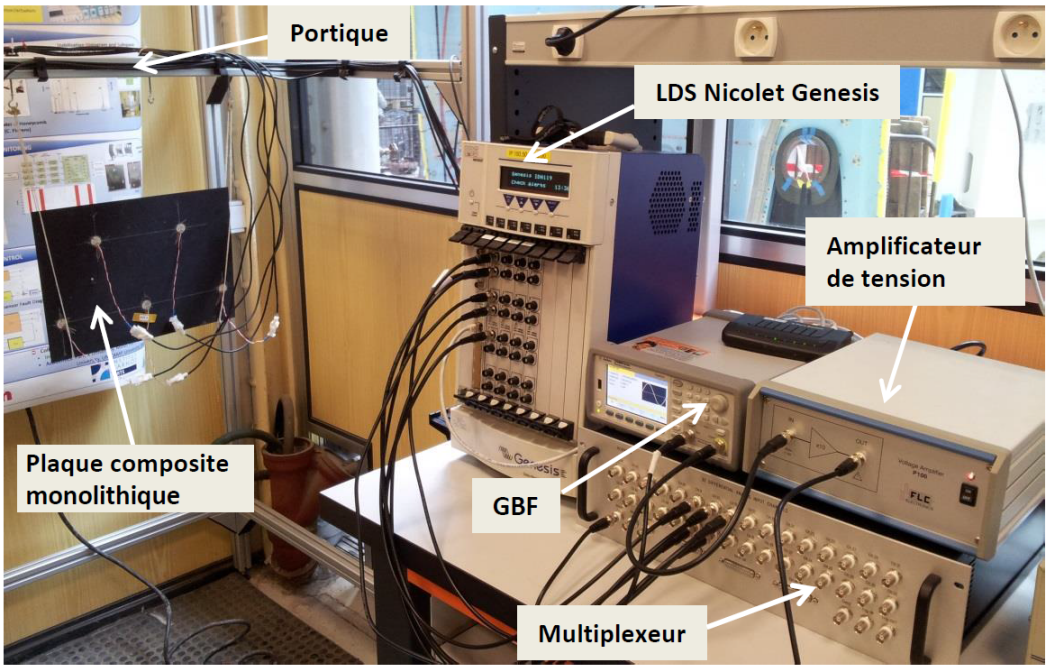


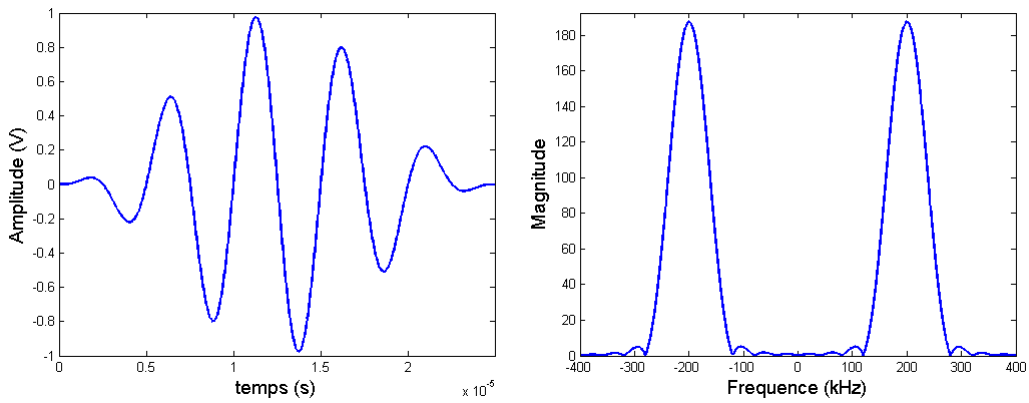
FIGURE 3.13 – Dispositif expérimental.

Lamb. C'est un sinus fenêtré, dont l'expression mathématique est la suivante :

$$x(t) = \frac{A}{2}\left[1 - \cos\left(\frac{2\pi f_{\text{exc}} t}{N_c}\right)\right]\sin(2\pi f_{\text{exc}} t) \tag{3.1}$$

— A est l'amplitude du signal qui est fixée à 1 Volt.
— N_c est le nombre de cycles de battement, fixé à 5 cycles.
— f_{exc} est la fréquence centrale d'excitation.

La figure 3.14 présente le signal (3.1) à $f_{\text{exc}} = 200$ kHz ainsi que son spectre fréquentiel.



(a) Signal d'excitation à $f_{\text{exc}} = 200$ kHz. (b) Spectre correspondant.

FIGURE 3.14 – Signal d'excitation à $f_{\text{exc}} = 200$ kHz et son spectre.

Le nombre de cycles ainsi que la fréquence centrale d'excitation sont des para-

mètres dont le choix a une grande importance. Une modélisation par éléments finis a été réalisée pour la justification du choix de la fréquence centrale d'excitation, ainsi que du mode de propagation à considérer pour le contrôle santé.

3.5 Modélisation éléments finis

L'objectif de la modélisation éléments finis présentée dans cette section est de statuer sur le choix de certains paramètres, notamment la fréquence centrale du signal d'excitation et du mode de propagation à considérer (A_0 ou S_0). Ce dernier exhibe une forte sensibilité au type de dommage à détecter.

3.5.1 Courbes de dispersion des ondes de Lamb dans les plaques étudiées et choix de la fréquence d'excitation

3.5.1.1 Plaque monolithique époxy

Pour discuter du choix du mode de propagation, nous avons effectué une analyse des ondes de Lamb se propageant dans les différentes plaques décrites ci-dessus. La figure 3.15 montre les courbes de dispersion (vitesse de groupe en fonction de la fréquence) obtenues pour la plaque époxy monolithique multicouche dont les propriétés mécaniques sont présentées dans le tableau 3.1. Ce résultat correspond aux courbes de dispersion dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre. L'approche utilisée est la même que celle décrite à la section 2.6.5. Les calculs ont été effectués dans le domaine basse fréquence ($<$ 250 kHz) où sont présents les trois premiers modes de propagation (flexion - A_0, cisaillement horizontal - SH_0 et traction/compression - S_0).

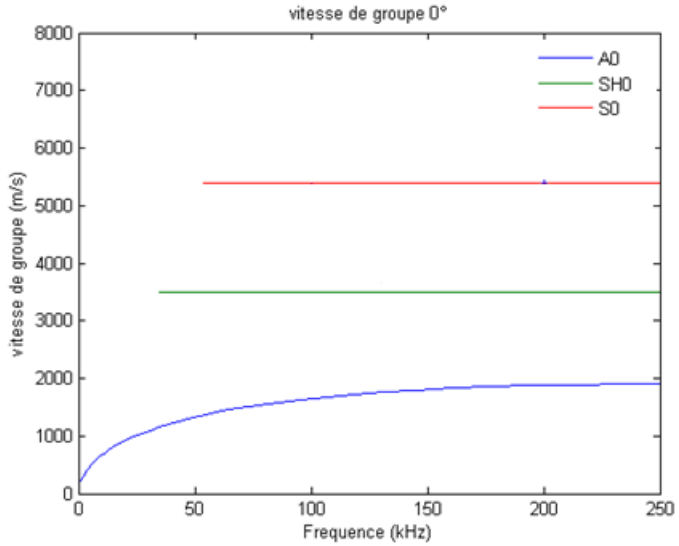


FIGURE 3.15 – Courbes de dispersion dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre : plaque époxy monolithique.

On observe que le mode A_0 présente une forte dispersion dans le domaine basse

fréquence (la vitesse de groupe dépend de la fréquence) ; c'est également celui qui a la plus petite vitesse de propagation. A l'opposé, les modes SH_0 et S_0 sont raisonnablement non-dispersifs avec une vitesse de propagation qui est quasiment constante avec la fréquence. De ce point de vue, ces deux modes seraient plus intéressants pour le contrôle santé. Comme on peut le voir sur la figure 3.15, à une fréquence fixée (par exemple 100 kHz) ces trois modes (A_0, SH_0 et S_0) se propagent simultanément dans la structure, mais avec des vitesses différentes. Le PZT récepteur captera alors le mode S_0 en premier, suivi du mode SH_0 et enfin le mode A_0 car leurs vitesses de groupe décroissent dans cet ordre. Du fait que le mode S_0 est le premier à être mesuré expérimentalement, la réponse est donc moins sensible aux réflexions sur les bords de la structure que pour les autres modes. Les signaux mesurés expérimentalement nous ont ainsi contraint à considérer ce mode pour réaliser le contrôle santé. Des études précédentes (Su and Ye, 2009) ont montré que le mode S_0 est plus sensible à la détection des dommages dans l'épaisseur des structures, ce qui correspond bien aux types de dommages auxquels nous nous intéressons. Ce résultat va finalement dans le même sens que la contrainte rencontrée expérimentalement.

La fréquence d'excitation est un paramètre important car elle est liée à la longueur d'onde des ondes qui se propagent dans la structure. La figure 3.16 montre la relation entre la longueur d'onde λ et la fréquence pour la plaque monolithique dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre.

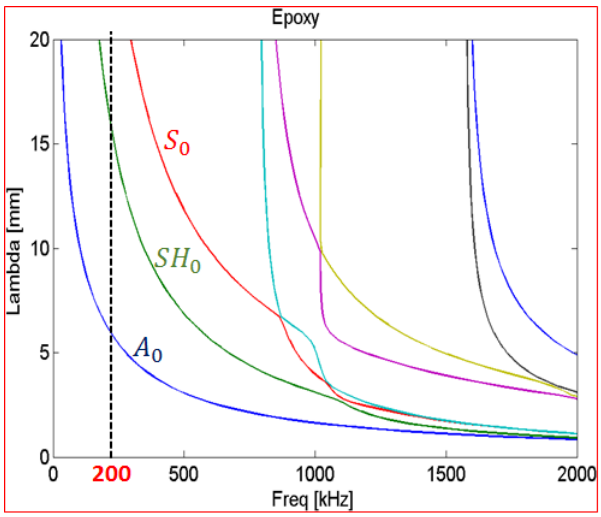


FIGURE 3.16 – Longueur d'onde λ en fonction de la fréquence dans la direction 0° par rapport à la direction de la fibre : plaque époxy monolithique.

Pour un mode de propagation donné et pour une fréquence fixée est associée une longueur d'onde. Cette longueur d'onde a un effet remarquable sur la détectabilité du dommage. Le critère de choix de la longueur d'onde (et donc de la fréquence) généralement utilisé en SHM est qu'elle doit être inférieure au double de la taille de dommage que l'on souhaite détecter (Rose, 2004). Par conséquent, pour une taille minimale de dommage de 10 mm (BVID [3]/2) on doit choisir une longueur d'onde

3. BVID : Barely Visible Impact Damage. Ce type de dommage est souvent désigné comme étant

maximale de 20 mm et ainsi une fréquence maximale de 250 kHz pour le mode S_0. Pour choisir la valeur « acceptable » de la fréquence, nous avons estimé à partir des signaux expérimentaux les vitesses de groupe à différentes fréquences d'excitation allant de 50 kHz à 200 kHz et nous avons comparé ces résultats avec ceux donnés par les courbes de dispersion. La démarche est la suivante :

— On génère le signal (3.1) à différentes fréquences f_{exc} variant de 50 kHz à 200 kHz à l'aide du PZT 1 et on mesure la réponse des autres PZTs (voir figure 3.17).

— On estime la vitesse de groupe expérimentale des ondes dans différentes directions de propagation (figure 3.17) et on la compare à celle donnée par les courbes de dispersion. La vitesse de groupe est calculée comme étant le rapport de la distance actionneur-capteur sur le temps d'arrivée, au capteur, du premier paquet d'onde. Ce temps d'arrivée est estimé par une transformée de Hilbert, dont le détail est présenté en section 5.2.2.3.

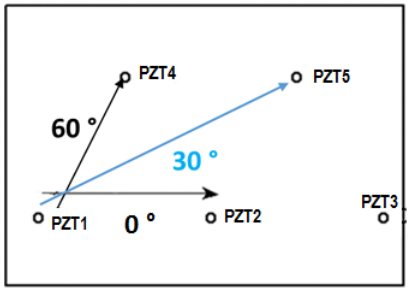


FIGURE 3.17 – Représentation schématique des directions pour l'estimation des vitesses de groupe : plaque époxy monolithique.

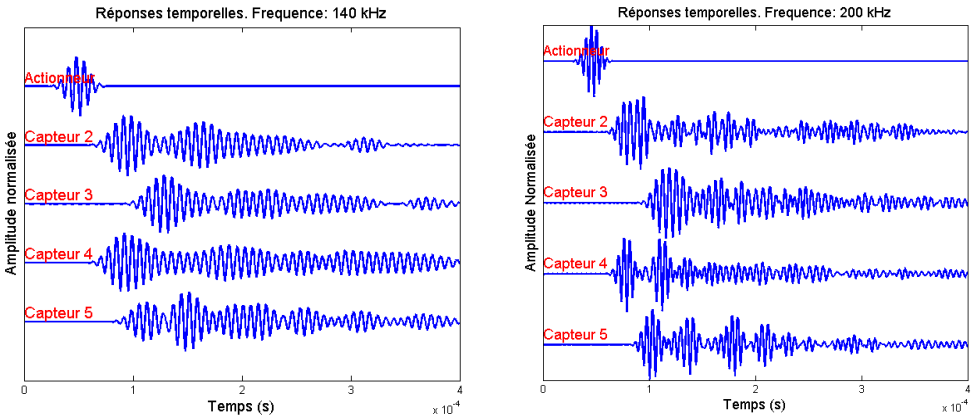
La figure 3.18 montre les réponses temporelles mesurées pour la plaque monolithique à 140 kHz et à 200 kHz lorsque le PZT 1 agit en actionneur et les PZTs 2 à 5 agissent en capteur. On observe un fort « étalement » (et donc une mauvaise séparation des paquets d'onde) dans les signaux mesurés à 140 kHz par rapport à ceux mesurés à 200 kHz. Les vitesses de groupe sont ensuite estimées dans les directions 0°, 30° et 60°. Les résultats sont présentés sur la figure 3.19.

On observe que les vitesses de groupe expérimentales des ondes à 200 kHz se rapprochent bien du modèle numérique, et ce dans les trois directions de propagation considérées. Cette observation confirme le fait que l'on mesure majoritairement le mode S_0 à 200 kHz et qu'il varie très peu avec l'angle de propagation. Par conséquent, nous considèrerons par la suite, ce mode avec une fréquence d'excitation de 200 kHz pour les plaques monolithiques.

3.5.1.2 Plaque sandwich nid d'abeille

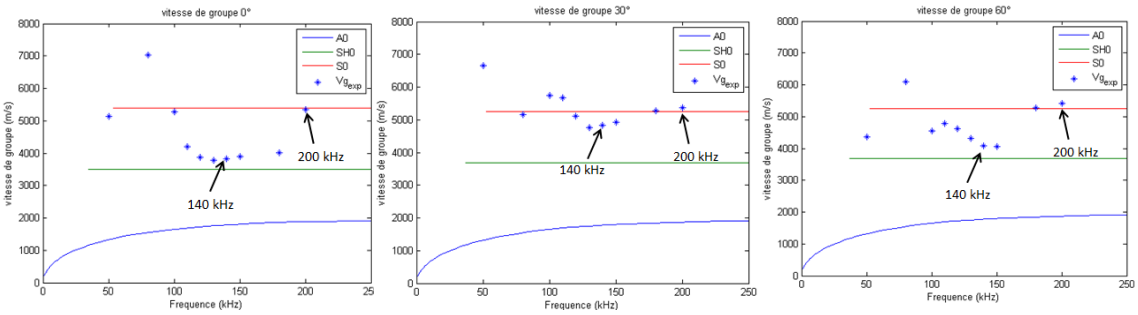
Les courbes de dispersion des ondes de Lamb dans la plaque sandwich avec un cœur en nid d'abeille ont été également calculées afin d'analyser les différents modes de propagation dans cette structure. La figure 3.20 montre l'évolution du nombre

des impacts à peine visibles et qui peuvent entraîner une dégradation significative des propriétés structurelles



(a) Fréquence : 140 kHz. (b) Fréquence : 200 kHz.

FIGURE 3.18 – Réponses temporelles sur la plaque monolithique(les amplitudes des signaux ont été normalisées[4] à 1).



(a) direction 0°. (b) direction 30°. (c) direction 60°.

FIGURE 3.19 – Vitesses de groupe (m/s) dans différentes directions en fonction de la fréquence (kHz).

d'onde $\kappa = 2\pi/\lambda$ ainsi que de la vitesse de groupe V_g avec la fréquence. On observe dans la plage fréquentielle considérée ([0-350 kHz]) une multitude de modes de propagation qui se chevauchent les uns sur les autres, ce qui rend difficile l'interprétation de ces courbes. Cette observation peut être due à la nature plus complexe de cette structure et la complexité du phénomène de propagation dans cette dernière. En effet, une analyse numérique détaillée révèle d'une part un couplage entre les modes de peau externes et ceux du cœur du nid d'abeille en alliage d'aluminium, et d'autre part on observe la présence des modes locaux, non propagatifs associés à la vibration des alvéoles du nid d'abeille. La fréquence d'excitation pour l'étude expérimentale a donc été choisie de façon empirique en fonction de la dispersion observée dans les paquets d'ondes mesurés. Pour cela, nous avons réalisé l'acquisition des signaux dans la plage fréquentielle [50-180] kHz, par pas de 10 kHz et nous avons retenu la fréquence pour laquelle on a le moins de dispersion dans les signaux. La fréquence retenue est de 100 kHz.

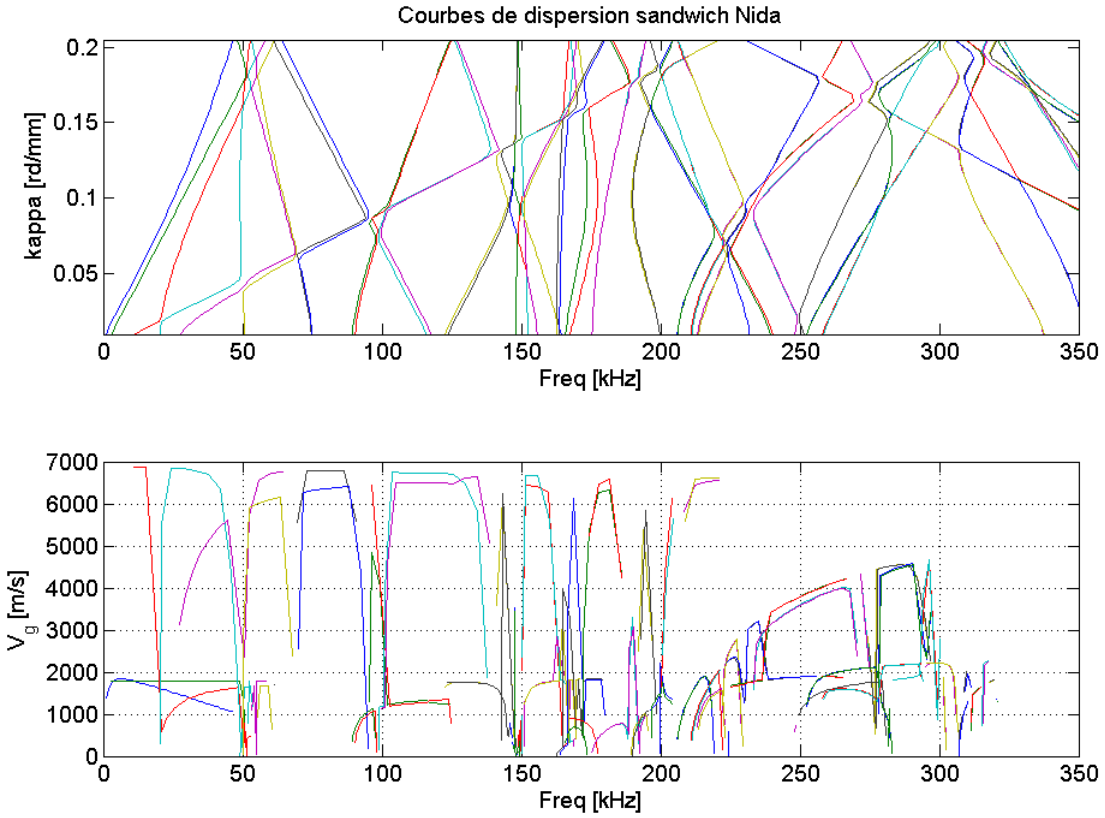
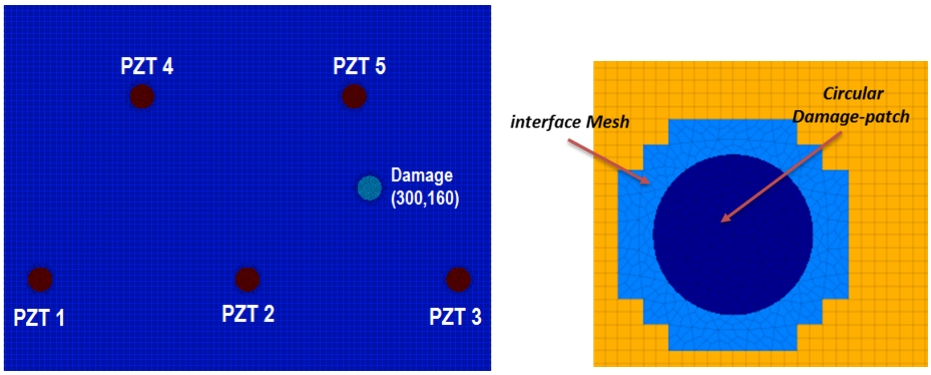


FIGURE 3.20 – Courbes de dispersion des ondes de Lamb dans la plaque sandwich nid d'abeille.

3.5.2 Modélisation éléments finis de la plaque composite monolithique 400 mm × 300 mm

Comme nous l'avons introduit précédemment des études numériques ont été conduites sur deux plaques composites monolithiques présentant des degrés d'anisotropie plus importants que les plaques fonctionnelles monolithiques. Ces plaques sont construites par modélisation éléments finis à l'aide du Logiciel SDTools. 5 PZTs de type Noliac NCE51, chacun de diamètre 20 mm et d'épaisseur 0.1 mm sont collés sur la plaque selon la configuration montrée en figure 3.8. Les dimensions de la plaque ainsi que la configuration de placement des PZTs sont identiques à celles des plaques fonctionnelles. Chaque PZT peut agir à la fois comme capteur ou comme actionneur. Le modèle de plaque utilisé est celui des plaques minces stratifiées qui est basé sur la théorie de Mindlin. Le déplacement dans l'épaisseur est supposé une fonction affine, et la déformation en cisaillement transverse est également considérée. Ce modèle est raisonnable si la longueur d'onde des ondes qui se propagent dans la plaque est grande par rapport à l'épaisseur de la plaque. Pour une fréquence d'excitation de 150 kHz, la longueur d'onde correspondante est supérieure à 20 mm (mode S_0) ce qui reste supérieur à l'épaisseur de la plaque (4×0.28 mm $= 1.12$ mm). La théorie de Mindlin reste donc raisonnable. Pour réaliser un calcul temporel sur un modèle éléments finis, il est important d'évaluer la taille du modèle dont on a besoin pour la simulation. La taille du modèle est pilotée par deux facteurs : la

longueur d'onde des ondes qui se propagent à la fréquence d'intérêt et les dimensions de la structure. Le premier facteur est lié à la taille et au type des éléments pour le maillage et le deuxième est lié au nombre d'éléments dans le modèle. Pour le maillage de la structure, en considérant des éléments quadratiques de dimensions $2\ mm \times 2\ mm$, on est largement en dessous de la valeur de la longueur d'onde des ondes se propageant à 150 kHz. Ce maillage est donc compatible avec la longueur d'onde du mode S_0 à cette fréquence d'excitation.



(a) Modèle éléments finis. (b) Maillage du dommage.

FIGURE 3.21 – Modélisation éléments finis de la plaque avec PZTs et dommage.

Le signal Eq. (3.1) à une fréquence d'excitation de 150 kHz est choisi pour la simulation temporelle. Le maillage retenu est constitué d'éléments quadratiques de dimensions $2\ mm \times 2\ mm$. Le pas de temps pour le calcul temporel est de 0.3 μs, il correspond à une fréquence d'échantillonnage de 3.33 MHz. Les principales informations concernant le maillage du modèle éléments finis avec les PZTs et le dommage sont présentées figure 3.21. Le dommage est de forme circulaire de diamètre 20 mm. Il est modélisé par une réduction locale de 90 % de la rigidité du matériau. Le maillage de la zone de dommage a été raffiné par des éléments finis triangulaires. Les coordonnées du centre du dommage sont de (300,160) mm.

3.6 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre les structures composites étudiées ainsi que le banc d'essai expérimental. Nous avons également décrit la démarche SHM mise en œuvre, ainsi que les contraintes imposées par le contexte industriel. La démarche consiste, dans un premier temps, à valider la stratégie de contrôle santé à l'échelle de laboratoire sur des plaques fonctionnelles de géométrie simples. Ensuite, la démarche est implémentée sur les sous-structures constituant la nacelle d'un Airbus A380, qui sont faites du même matériau que les plaques fonctionnelles. Toutes ces structures ont été équipées d'éléments piézoélectriques utilisés comme capteurs et actionneurs. Le choix de ces éléments piézoélectriques et de la colle a été justifié à la suite d'un ensemble de tests expérimentaux permettant de valider leur tenue aux conditions opérationnelles de la nacelle. Un modèle numérique nous a également permis de justifier le choix de la fréquence d'excitation, qui dépend de la taille du dommage à détecter, ainsi que du type de signal pour l'excitation.

Chapitre 4

Approche statistique pour la détection d'endommagements dans les structures aéronautiques

4.1 Introduction

L'une des étapes fondamentales d'un processus de contrôle santé est la détection des endommagements lorsque ceux-ci surviennent dans les structures (Michaels, 2008; Sohn et al., 2003; Su and Ye, 2009). Pour un problème de détection donné, la décision à prendre sur l'état de santé de la structure est généralement *binaire* : soit il y a un dommage dans la structure, soit il n'y en a pas (Fassois and Sakellariou, 2007; Niri et al., 2013*a*). Cette dichotomie suggère naturellement de se placer dans un cadre de test d'hypothèse binaire afin de décider si oui ou non il y a un dommage dans la structure. C'est la démarche que nous allons suivre dans ce chapitre, en nous plaçant dans un cadre statistique. L'objectif visé est de construire un détecteur qui maximise la probabilité de détection du dommage tout en minimisant la probabilité de fausse alarme. Pour cela on définit un critère de « seuillage » basé sur le test de Neyman-Pearson. Le seuil de détection est alors construit par une approche statistique à l'aide d'un ensemble de six caractéristiques sensibles à la présence d'un endommagement. Ces caractéristiques sont extraites des signaux mesurés à la fois aux états sains et endommagés. La deuxième partie de ce chapitre sera consacré à la hiérarchisation et à l'étude de la dépendance entre ces caractéristiques, afin de réduire la redondance d'informations dans la prise de décision sur la présence du dommage. Ceci est réalisé à l'aide d'une analyse en composantes principales. La méthode sera ensuite appliquée pour la détection des dommages dans les structures composites décrites dans le chapitre 3.

4.2 Tests d'hypothèses

Dans un test d'hypothèses, à partir d'un vecteur d'observations $\underline{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_N]^T$ (où x_i , $i = 1, \cdots, N$ sont les échantillons du vecteur $\underline{x}$), on doit décider quelle hypothèse est la plus probable étant donné ces observations (Davies, 1977). Dans le cas

d'un test d'hypothèses binaire pour la détection de dommages, on considère deux hypothèses : H_0 (il n'y a pas de dommage dans la structure : hypothèse nulle) et H_1 (il y a un dommage dans la structure : hypothèse alternative). La décision se fait alors en faveur de l'une de ces deux hypothèses. En testant H_0 par rapport à H_1, deux types d'erreurs peuvent être commises comme indiquées sur la figure 4.1 :

— Il n'y a pas de dommages dans la structure alors que la décision est positive ; c'est ce qu'on appelle une *fausse alarme*.

— Il y a un dommage dans la structure alors que la décision est négative ; c'est ce qu'on appelle une *non détection*.

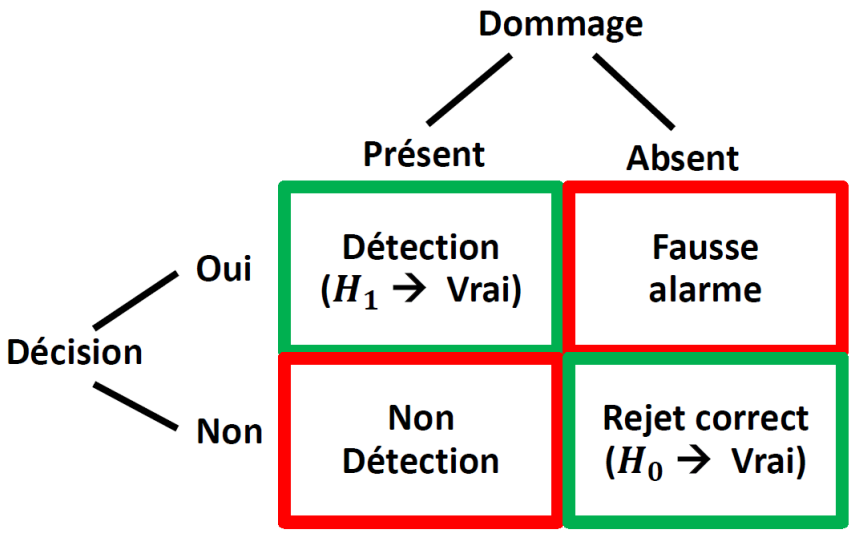


FIGURE 4.1 – Décisions possibles d'un test d'hypothèses binaires pour la détection de dommages.

Ces deux types d'erreurs sont associés à des probabilités que l'on cherche à minimiser dans la pratique : la probabilité de fausse alarme et la probabilité de non détection.
La probabilité de fausse alarme (PFA : *probability of false alarm*) peut être estimée comme le rapport du nombre de fausses alarmes sur le nombre total d'observations (Abdi, 2007; Macmillan and Creelman, 2004). De façon similaire, la probabilité de détection (PoD : *probability of detection*) représente le rapport du nombre de « bonnes » détections sur le nombre total d'observations (Abdi, 2007; Macmillan and Creelman, 2004). Ainsi la probabilité de non détection (P_{ND}) est le complémentaire de la probabilité de détection ($P_{ND} = 1 - PoD$). De par leur définition, il existe un compromis entre la probabilité de détection et la probabilité de fausse alarme - les deux ne peuvent être maximisées simultanément. La figure 4.2 illustre graphiquement la relation entre ces deux probabilités. Elles dépendent toutes deux de la valeur d'un « seuil [1] » comme le montre la figure. Cette valeur du « seuil » dépend de la valeur de PFa admissible pour la prise de décision sur la détection du dommage. De plus si l'on déplace le « seuil » vers la droite, on minimise la probabilité de fausse

1. Cette notion de seuil sera présentée plus en détail dans la suite.

alarme, ce qui est désirable, tout en minimisant aussi la probabilité de détection, ce qui conduit à augmenter la probabilité de non détection, ce qui est non désirable. Idéalement, on voudrait PoD = 1 et PFA = 0, ce qui n'est possible que si les deux densités de probabilité (voir figure 4.2) ont des supports disjoints.
En général le problème de détection est formulé comme la maximisation de la probabilité de détection pour une probabilité de fausse alarme acceptable (fixée). Cette approche de prise de décision optimale pour la détection est connue sous le nom de critère de *Neyman-Pearson* (NP) (Macmillan and Creelman, 2004).

On remarquera que dans un test d'hypothèse binaire, bien que l'on ait quatre probabilités (PoD, PFA, $\mathrm{P_{ND}}$, probabilité de rejet P_R) on n'a en fait que deux degrés de liberté (car PoD + $\mathrm{P_{ND}} = 1$ et PFA + $\mathrm{P}_R = 1$). De plus, PoD et PFA n'impliquent pas les probabilités *a priori* que les hypothèses H_0 et H_1 soient réalisées. Il est donc raisonnable de formuler un critère de détection en fonction de PoD et PFA .

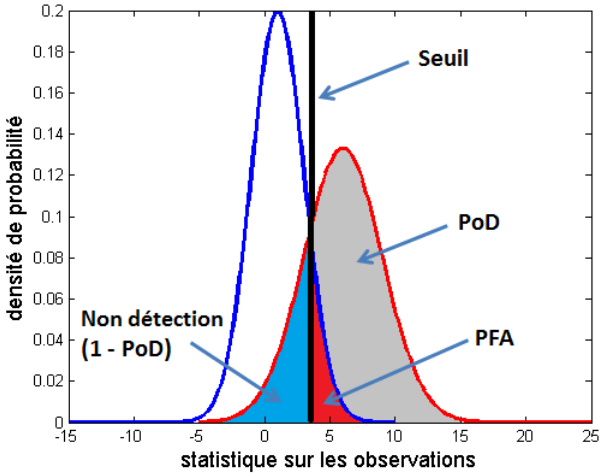


FIGURE 4.2 – Illustration de la relation entre la PFA et la PoD.

4.3 Test de Neyman-Pearson

Il existe une multitude de tests dont les formulations dépendent des objectifs ainsi que des informations dont on dispose *a priori* sur les observations $\underline{x}$ (Levine, 1975). On peut citer par exemple le test Bayésien et le test du maximum *a posteriori* (MAP) (Bernardo and Rueda, 2002) qui supposent connues, d'un point de vue paramétrique, les densités de probabilité des observations $\underline{x}$, ce qui n'est pas toujours le cas en pratique.
Le test de *Neyman-Pearson* considère le cas où on n'a aucune connaissance *a priori*. Le critère d'optimisation de *Neyman-Pearson* est le suivant : parmi tous les détecteurs [2] ayant une probabilité de fausse alarme valant α (fixé) on choisit le détecteur

2. Ici la notion de détecteur renvoie à la formulation du problème de détection en terme de PFA et PoD, qui satisfait la prise de décision sur la détection du dommage

qui possède la plus grande probabilité de détection (Neyman and Pearson, 1992; Scharf, 1991) :

$$\max_{s.c.\ PFA \leq \alpha} PoD \tag{4.1}$$

Où *s.c.* désigne « sous contraintes » . En considérant la règle de « seuillage », le détecteur de *Neyman-Pearson* s'écrit sous la forme :

$$\begin{cases} \Lambda(\underline{x}) & \leq \eta \ \Rightarrow \text{hypothèse} \quad H_0 \\ \Lambda(\underline{x}) & > \eta \ \Rightarrow \text{hypothèse} \quad H_1 \end{cases} \tag{4.2}$$

où $\Lambda(\underline{x})$ est une caractéristique extraite des observations $\underline{x}$ et η est un « seuil de détection » qui est obtenu en résolvant l'équation suivante :

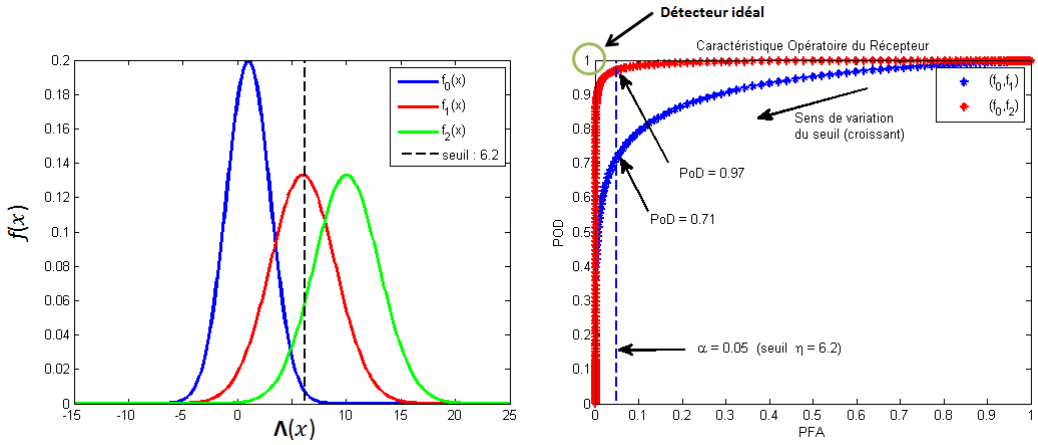
$$PFA = \int_{\eta}^{+\infty} \mathrm{P}(\Lambda(\underline{x})|H_0) d\Lambda(\underline{x}) = \alpha \tag{4.3}$$

avec $\mathrm{P}(\Lambda(\underline{x})|H_0)$ la densité de probabilité conditionnelle de la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$ sous l'hypothèse H_0 et $\alpha \in [0 \quad 1]$.

On suppose dans cette approche que la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$ extraite des observations $\underline{x}$ est une statistique suffisante. C'est-à-dire qu'elle contient toutes les informations nécessaires pour prendre une décision. La décision sur la présence ou non du dommage se prendra donc en fonction de la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$ et de la valeur du seuil de détection η pour une probabilité de fausse alarme α fixée. Notons ici que le seuil de détection η est construit à l'aide des signaux mesurés dans un état de référence supposé « sain », tandis que la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$, utilisée pour la prise de décision est construite à partir des signaux mesurés dans un état « inconnu » (endommagé ou non).

4.4 Caractéristique Opératoire du Récepteur

Une des courbes importantes pour décrire la performance d'un test de décision (ou d'un détecteur) est la caractéristique opératoire du récepteur (COR). C'est un graphique représentant la probabilité de détection en fonction de la probabilité de fausse alarme. La figure 4.3(b) montre les courbes COR pour deux couples de densités de probabilité $\{f_0(x), f_1(x)\}$ et $\{f_0(x), f_2(x)\}$, ($f_0(x)$ étant prise comme référence, $f_1(x)$ et $f_2(x)$ peuvent correspondre par exemple à des cas endommagés, x ici représente la variable décrivant la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$) représentés sur la figure 4.3(a). Le seuil de détection η correspondant à une probabilité de fausse alarme de $\alpha = 0.05$ est également représenté. Le seuil de détection est calculé selon l'équation (4.3), où $\mathrm{P}(\Lambda(\underline{x})|H_0) = f_0(x)$. On observe que pour α fixé, la probabilité de détection obtenue pour le couple $\{f_0(x), f_2(x)\}$ est plus importante (PoD $= 0.97$) que celle obtenue pour le couple $\{f_0(x), f_1(x)\}$ (PoD $= 0.71$). Ceci s'explique par le fait que la densité de probabilité $f_2(x)$ se situe plus à droite du seuil de détection que celle $f_1(x)$. Cette observation conduit à faire l'hypothèse que plus les distributions de probabilité des états sains et endommagés auront des supports disjoints, plus le dommage aura une forte probabilité de détection.



(a) (b)

FIGURE 4.3 – Densités de probabilité et seuil de détection (a) courbes COR associées (b).

4.5 Démarche pour la détection d'endommagement dans les structures aéronautiques

On s'intéresse dans cette section à l'implémentation du formalisme des tests d'hypothèses statistiques présentés dans les sections précédentes, pour la détection de dommages dans les structures composites décrites au chapitre précédent. Nous nous intéressons dans un premier temps aux plaques fonctionnelles (époxy monolithique et sandwich nid d'abeille et plaques avec raidisseurs - autoraidies) et nous traitons des différents défauts et dommages décrits dans le chapitre précédent, ainsi que des dommages simulés avec des aimants.

4.5.1 Acquisition et traitement des signaux

Les pastilles piézoélectriques décrites dans le chapitre précédent sont utilisées afin de générer et mesurer les signaux. On génère à l'aide d'un PZT actionneur un signal de type sinus fenêtré (Hanning - voir équation 3.1) à une fréquence centrale de f_{exc}=200 kHz (La fréquence centrale du signal d'excitation est de 200 kHz pour les plaques monolithiques - avec et sans raidisseur - et de 100 kHz pour les plaques en sandwich avec un cœur en nid d'abeille). Les autres PZTs agissant en capteur mesurent la réponse à cette excitation. Dans un environnement expérimental, des bruits de mesure sont inévitables et la signature de leur présence peut s'observer sur les signaux mesurés. La question du débruitage de ces signaux se pose. Diverses techniques de traitement de signal ont été proposées pour le débruitage. Il s'agit entre autres de la soustraction spectrale, la méthode de filtrage de Wiener ou encore la méthode de transformée en ondelettes (Boll, 1979; Pasti et al., 1999; Pratt, 1972). Dans cette étude nous avons utilisé la technique basée sur une transformée en ondelette discrète (DWT : *Discrete Wavelet Transform*). C'est une analyse multi-résolution où le signal est analysé à différentes bandes de fréquence avec différents niveau de résolution. Le signal est décomposé en coefficients d'« approximations » et de « détails ».

Ceci est réalisé en effectuant une convolution entre le signal et un filtre passe-haut et passe-bas successivement, suivi d'un sous-échantillonnage d'un facteur 2, jusqu'à atteindre un niveau de décomposition jugé optimal selon un critère que l'on s'est donné (niveau maximal de décomposition par exemple) (Mathworks, 2014). La figure 4.4 montre une illustration de l'algorithme DWT pour le débruitage des signaux et les bandes de fréquence correspondantes pour les coefficients d'approximation ($\mathbf{A}_n$) et de détail ($\mathbf{D}_n$). Les coefficients d'approximation représentent les composantes basse fréquence du signal tandis que les coefficients de détail représentent les composantes haute fréquence. f_{max} représente la fréquence maximale contenue dans le signal et n est le niveau de décomposition. Les coefficients d'approximation et de détail sont donnés par :

$$A_n[j] = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \frac{1}{\sqrt{2^n}} \phi \left(\frac{t - 2^n j}{2^n} \right) dt \tag{4.4}$$

$$D_n[j] = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \frac{1}{\sqrt{2^n}} \psi \left(\frac{t - 2^n j}{2^n} \right) dt \tag{4.5}$$

où, j représente l'indice de translation (temps) discret. ϕ et ψ sont les réponses impulsionnelles des filtres passe-bas et passe-haut respectivement, dont les expressions dépendent de la forme de l'ondelette choisie (Haar, Daubechies, etc...). Ainsi, $A_n[j]$ et $D_n[j]$ sont les résultats de filtrage passe-bas et passe-haut respectivement de $x(t)$ sous-échantillonné d'un facteur 2^n. Après seuillage sur les coefficients d'ondelette, le signal est reconstruit par une transformée en ondelettes discrète inverse (IDWT) en effectuant une somme du coefficient d'approximation obtenu au niveau L et de tous les coefficients de détails de niveau inférieur ou égale à L (L est le niveau maximum de décomposition) (Mathworks, 2014; Morettin, 1997) :

$$x_{debruit.}(t) = \tilde{A}_L(t) + \sum_{j=L}^{0} \tilde{D}_j(t) \tag{4.6}$$

où $\tilde{A}$ et $\tilde{D}$ désignent les coefficients en ondelette discrète inverse de A et D.

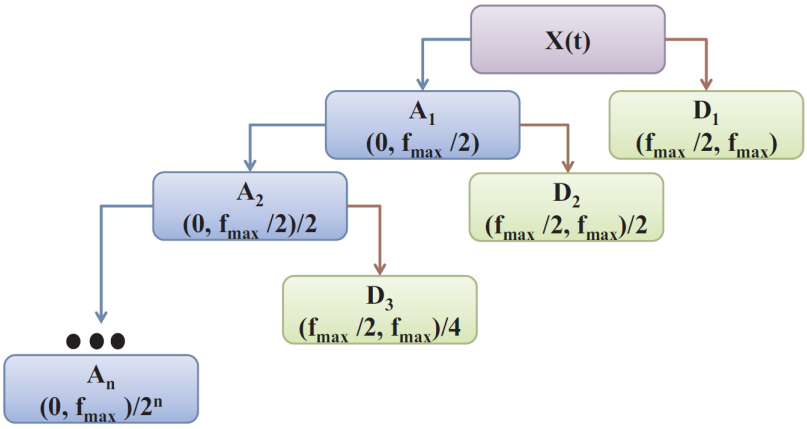


FIGURE 4.4 – Illustration de l'algorithme DWT pour le débruitage des signaux.

Une attention particulière a été accordée à la sélection de l'ondelette optimale et du niveau de décomposition optimal afin d'éviter d'enlever des informations importantes contenues dans le signal. Ces paramètres sont déterminés en se basant sur un algorithme de minimisation de l'entropie de Shannon (Coifman and Wickerhauser, 1992; Li et al., 2009) dont la définition est donnée en annexe B.1. La figure 4.6 montre les signaux mesurés sur la plaque monolithique sur le chemin 1-5 (actionneur PZT 1, capteur PZT 5), avant et après débuitage par ondelette. Le niveau de décomposition optimal donné par l'algorithme est de $L = 7$, et l'ondelette optimale est une ondelette de la famille de Daubechies (Daubechies, 1990) d'ordre 40 (db40) (Figure 4.5 - évolution de l'entropie de Shannon en fonction du niveau de décomposition pour différentes ondelettes mères). On peut observer que le débruitage permet de « nettoyer » le signal du bruit expérimental. Cette étape de débruitage est d'une grande utilité pour la précision de localisation de dommages comme nous le verrons au chapitre 5.

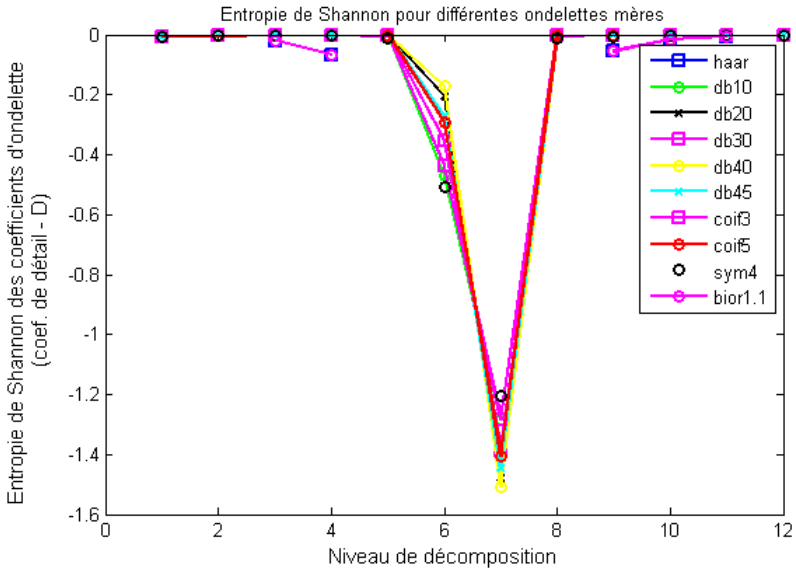
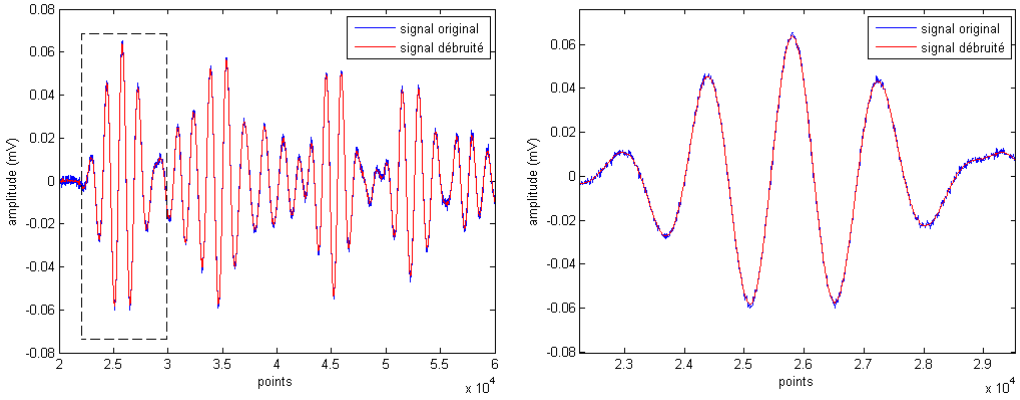


FIGURE 4.5 – Évolution de l'entropie de Shannon en fonction du niveau de décomposition pour différentes ondelettes mères.

4.5.2 Extraction des caractéristiques pour la détection de dommages

Comme nous l'avons mentionné section 4.3, la détection de la présence d'un dommage dans la structure se fait en comparant une caractéristique $\Lambda(\underline{x})$, à un seuil de détection η, tous deux construits à partir des signaux mesurés $\underline{x}$, sur la structure dans des états « inconnu » et sain respectivement.
La première étape dans cette démarche consiste à extraire des signaux, des caractéristiques sensibles à la présence d'un dommage. Les caractéristiques couramment utilisées incluent l'amplitude du signal, la fréquence, l'atténuation, la phase, etc... (Su and Ye, 2009). La sensibilité à la détection de chacune de ces caractéristiques dépend du type de dommage qui est considéré, et par conséquent elles doivent être



(a) (b)

FIGURE 4.6 – Signal avant et après débuitage (a) zoom sur le premier paquet d'onde (b).

sélectionnées en fonction de celui-ci.
Lorsque la détection de dommages se traite dans un cadre statistique comme c'est le cas dans ce travail, l'acquisition des signaux sur la structure aux états « sain » et « inconnu » doit se fait un nombre N_{rep} de fois, car on doit avoir suffisamment de données pour pouvoir construire des distributions statistiques sur les caractéristiques qu'on a extraites. La figure 4.7 illustre les deux démarches de détection de dommages que nous avons développées dans le cadre de ce travail. Chaque signal discrétisé $\underline{x}$ est stocké dans une matrice de dimension $N_{ech} \times N_{rep}$, où N_{ech} est le nombre d'échantillons du signal et N_{rep} le nombre de répétitions.

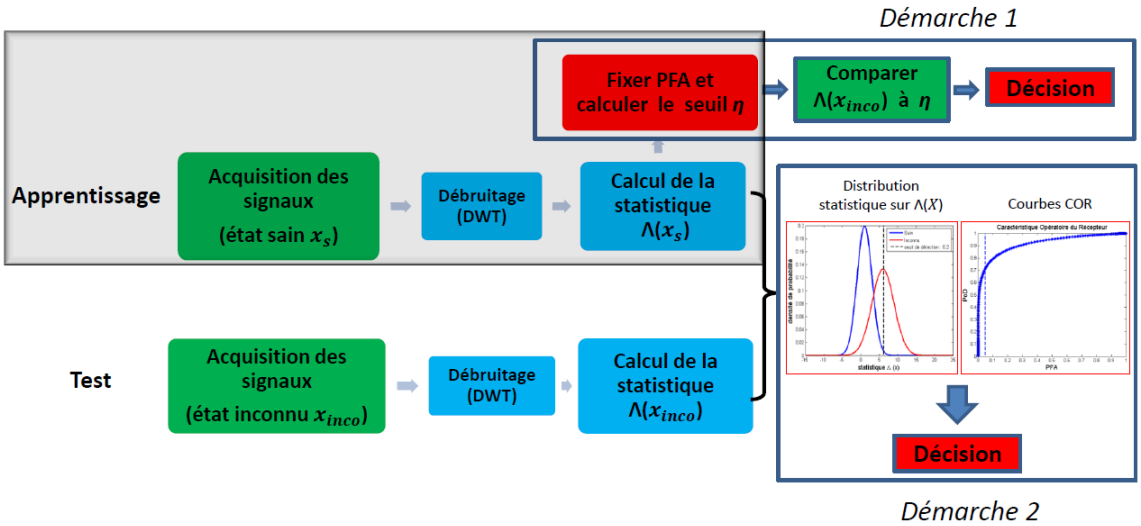


FIGURE 4.7 – Organigramme de la démarche de détection de dommages : apprentissage *non supervisé*.

L'algorithme comporte deux étapes : une étape d'apprentissage réalisée sur les signaux dans un état « sain » et une étape de test réalisée sur les signaux dans un état « inconnu ». Lorsque l'on a une connaissance *a priori* sur les distributions

des caractéristiques aux états sain et inconnu, la détection de dommage se fait en comparant les paramètres des distributions (moyenne, variance,...) pour ces deux états et en décidant en fonction du critère de comparaison si la structure comporte un dommage ou non. On est dans le cas d'un apprentissage *supervisé* où les distributions des caractéristiques aux états « sain » et « inconnu » sont disponibles et paramétrées. Cette situation est très peu probable en pratique, car on n'a presque jamais de connaissance *a priori* sur le dommage, encore moins sur la distribution. Seules les données à l'état sain sont généralement disponibles en pratique, et dans ce cas, la décision sur la présence du dommage est prise en identifiant les données « aberrantes » (*outliers*). La démarche consiste à comparer le seuil de détection η (calculé à l'aide des données à l'état sain), avec la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$ calculée à l'aide des signaux dans l'état « inconnu ». Ce qui est usuellement qualifié d'apprentissage *non supervisé*. Dans cette dernière configuration d'apprentissage *non supervisé* , la détection de dommage peut se faire selon deux démarches :

— démarche 1 : si l'on ne dispose que d'une seule donnée à l'état « inconnu » on ne peut pas construire de distribution pour cet état, et la décision sur la présence du dommage se fait en comparant la caractéristique $\Lambda(\underline{x})$ calculée pour cette donnée unique avec la valeur du seuil de détection η (démarche 1, figure 4.7).

— démarche 2 : lorsque l'on dispose de suffisamment de données dans l'état « inconnu » (un nombre N_{rep} de répétitions lors de l'acquisition des signaux) pour pouvoir construire une distribution des caractéristiques, la décision sur l'état de santé se fait en comparant la position de cette distribution par rapport à la valeur du seuil de détection η calculée à l'aide des données à l'état sain. Les courbes COR permettent alors de décider de la performance du test de détection (démarche 2, figure 4.7).

Nous présentons ces deux démarches dans la suite.

Étant donnés deux signaux (ici continus) $x_1(t)$ et $x_2(t)$ choisis arbitrairement parmi les N_{rep} répétitions, la description des 6 caractéristiques utilisées pour la détection de dommages est donnée dans le tableau 4.1. Ces caractéristiques sont calculées à la fois dans le domaine temporel et fréquentiel. Cette diversité permet d'augmenter la sensibilité à la détection de divers types de dommages. En effet, certaines de ces caractéristiques (suivant qu'elles sont calculées dans le domaine temporel ou fréquentiel) sont plus sensibles à la détection de certains dommages. Il est important de noter que cette liste de caractéristiques n'est pas exhaustive. L'idée de la démarche présentée ici est de considérer un ensemble de caractéristiques simples à calculer pour faire la détection des dommages. La pertinence de ce choix sur des matériaux différents et des dommages différents n'est pas étudiée. Une compréhension physique des matériaux et des dommages est nécessaire dans ce cas, afin de comprendre le lien physique existant entre les caractéristiques et la « physique » des dommages.

TABLE 4.1 – Description des caractéristiques utilisées pour la détection.

Caractéristiques	Détails
$\mathrm{CC} = 1 - \dfrac{\mathrm{cov}(x_1(t), x_2(t))}{\sigma_{x_1(t)}\sigma_{x_2(t)}}$	CC : coefficient de corrélation $\mathrm{cov}(x_1(t), x_2(t))$: covariance de $x_1(t)$ et $x_2(t)$ $\sigma_{x_i(t)}$: écart-type de $x_i(t)$, $i = 1, 2$, t discret
$\mathrm{ERN} = \dfrac{\sum_{t=T_1}^{T_2}(x_1(t) - x_2(t))^2}{\sum_{t=T_1}^{T_2} x_1(t)^2}$	ERN : énergie résiduelle normalisée $[T_1, T_2]$: fenêtre temporelle d'analyse du signal
$\mathrm{MA} = \dfrac{\max_t(\lvert x_1(t) - x_2(t)\rvert)}{\max_t(\lvert x_1(t)\rvert)}$	MA : maximum d'amplitude relative
$\mathrm{Env} = \sqrt{\dfrac{\sum_{t=T_1}^{T_2} A_{x_{12}}^2(t)}{\sum_{t=T_1}^{T_2} A_{x_1}^2(t)}}$	Env : énergie de l'enveloppe du signal ou de l'amplitude instantanée $x_{12} = x_1 - x_2, \quad A_x(t) = \sqrt{x(t)^2 + \mathcal{H}\{x\}(t)^2}$ $\mathcal{H}\{x\}(t)$ transformée de Hilbert de $x(t)$
$\mathrm{PHI} = \sqrt{\dfrac{\sum_{t=T_1}^{T_2} \varphi_{x_{12}}^2(t)}{\sum_{t=T_1}^{T_2} \varphi_{x_1}^2(t)}}$	PHI : phase instantanée $\varphi_x(t) = \mathrm{atan}\left(\frac{\mathcal{H}\{x\}(t)}{x(t)}\right)$
$\mathrm{STFT} = \dfrac{\mathrm{FFT}[x_{12}(t)w(t)]_{f=f0}}{\mathrm{FFT}[x_1(t)w(t)]_{f=f0}}$	STFT : transformée de Fourier à fenêtre glissante FFT : transformée de Fourier rapide (à la fréquence d'excitation f_0) $w(t)$: fenêtre temporelle de type Hamming

4.6 Détection de dommages

4.6.1 Plaque monolithique époxy

La démarche présentée dans les sections précédentes est appliquée ici pour la détection des dommages décrits dans le chapitre 3. La structure étudiée est la plaque fonctionnelle monolithique époxy. On considère 4 tailles de dommages (individuels) simulés par des aimants. Ces aimants sont de forme cylindriques de différents diamètres (20 mm, 30 mm, 40 mm), En plus de ces aimants, on considère 4 dommages réels (3 impacts, 1 délaminage) générés sur 4 plaques monolithiques identiques à la plaque de référence (saine). Chacune de ces plaques est équipée de 5 pastilles piézoélectriques, dont les positions sont également identiques à celle de la configuration de référence.

On considère $N_{rep} = 100$ répétitions lors de l'acquisition des signaux aux états sain et endommagés. Lorsqu'un actionneur émet un signal, la réponse $\underline{x}$ mesurée (échantillonnée, discrète) par l'un des capteur permet de calculer une valeur de caractéristique $\Lambda_{\text{act-capt}}(\underline{x})$. Pour ce chemin « actionneur-capteur » et pour les 100 répétitions, on peut calculer $N_{\Lambda_{\text{act-capt}}} = \frac{N_{rep}(N_{rep}-1)}{2} = 4950$ valeurs de caractéristiques (pour chacune des caractéristiques - CC,MA, ERN,...). Ces informations sont ensuite fusionnées pour tous les chemins possibles « actionneur-capteur » pour la détection globale, comme l'illustre la figure 4.8. La fusion des données consiste à regrouper les données provenant de différents capteurs/actionneurs afin d'améliorer la prise de décision sur la présence du dommage. La stratégie de fusion considérée ici est basée sur une somme de ces valeurs de caractéristiques sur tous les chemins possibles « actionneur-capteur ». Ici la notation chemin « actionneur-capteur » signifie que le signal est généré à l'aide d'un actionneur (par exemple le PZT 1) et mesuré par un capteur (par exemple de PZT 2).

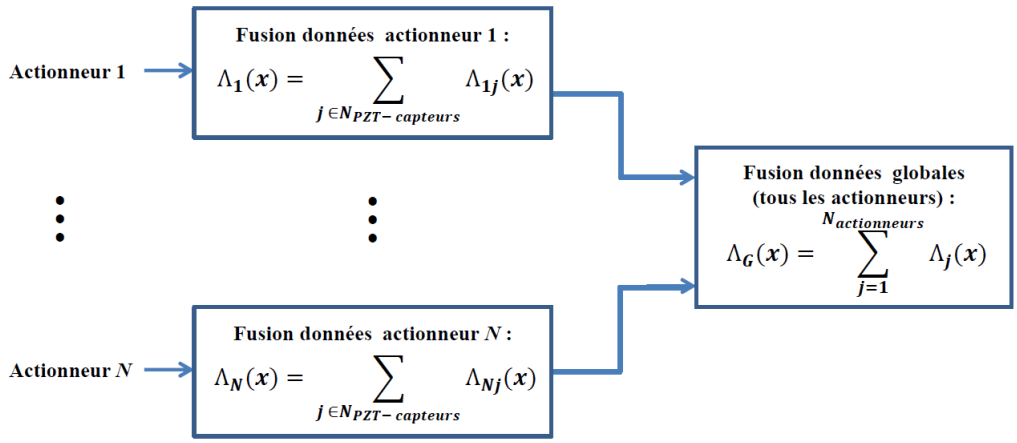
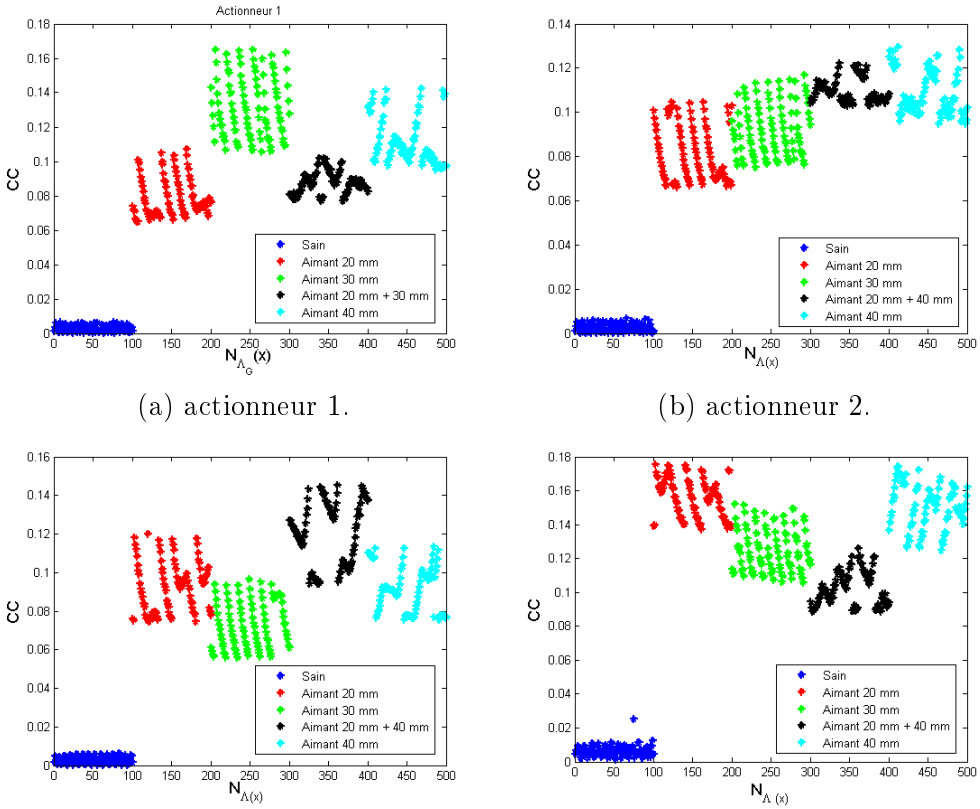


FIGURE 4.8 – Stratégie de fusion des caractéristiques pour tous les actionneurs pour la détection de dommages.



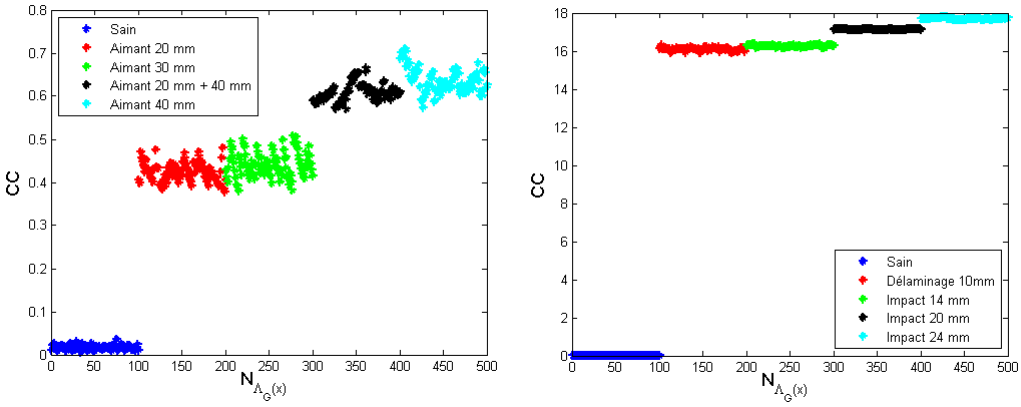
(a) actionneur 1.

(b) actionneur 2.

(c) actionneur 3.

(d) actionneur 4.

FIGURE 4.9 – Détection de dommages par le critère du coefficient de corrélation (CC) pour les actionneurs 1 à 4 : dommages de type aimants, plaques monolithiques.



(a)

(b)

FIGURE 4.10 – Détection de dommages dans les plaques monolithiques par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : (a) aimants (b) dommages réels.

La figure 4.9 présente les résultats de détection partielle (avant fusion des actionneurs) pour les actionneurs de 1 à 4, pour la caractéristique basée sur le coefficient de corrélation (CC). Les dommages sont simulés par des aimants. L'axe des abscisses

représente la numérotation de tous les tests regroupés dans les classes appropriées, saine ou endommagées. La figure 4.10 montre les résultats de détection globale de dommages (après fusion des 5 actionneurs) pour la caractéristique basée sur le coefficient de corrélation (CC). On observe, pour les deux familles de dommages (aimants et dommages réels), un saut entre les caractéristiques extraites de l'état « sain » et celles extraites de l'état « endommagé ». Cela se traduit par une bonne séparation des données entre ces deux états et par conséquent par une bonne détection de ces dommages. On remarque aussi, que les valeurs de CC pour les dommages réels sont supérieures d'un facteur de l'ordre de 30 à 40 par rapport à celui des dommages simulés par des aimants. Cette différence signifie que les dommages réels introduisent une perturbation bien plus importante que ceux simulés par des aimants, et par conséquents sont potentiellement mieux détectés. De plus, on observe que les valeurs de CC augmentent avec la taille (ou la sévérité) du dommage ; cette tendance étaye l'intuition que plus le dommage est de taille importante et plus il sera détectable.

◇ **Calcul du seuil de détection η**

Le calcul du seuil de détection est une question importante car il permet de discriminer efficacement les états sains des états endommagés. Comme cela a été décrit dans la section 4.3, le seuil de détection est obtenu en fixant une probabilité « admissible » de fausse alarme et en résolvant ensuite l'équation intégrale (4.3), où l'inconnue est η. Pour se faire, il faut tout d'abord construire la distribution $P(\Lambda(\underline{x})|H_0)$ des caractéristiques à l'état sain. En considérant les 100 répétitions des signaux et la stratégie de fusion des données de tous les actionneurs décrits sur la figure 4.8, on peut construire un histogramme de la caractéristique basée sur le coefficient de corrélation. A partir de cet histogramme, la densité de probabilité correspondante est estimée par une approche non paramétrique par noyau (fenêtre de Parzen) sur la base de noyaux Gaussiens (Duda et al., 2012; Rao, 2014). Cette approche non paramétrique pour l'approximation de l'histogramme se présente comme la solution optimale au sens du test de Kolmogorov-Smirnov. Ce test consiste à comparer un échantillon avec une densité de probabilité de référence (Dytham, 2011). Pour un « dictionnaire » de densités de probabilités (paramétriques ou non paramétriques), le test calcule la distance maximale entre la fonction de répartition empirique de l'échantillon et la fonction de répartition associée à chacune des densités de probabilité dans le « dictionnaire ». La densité de probabilité retenue est celle pour laquelle la distance est la plus petite. Les détails de cette approche sont donnés en annexe B.3.
Sur la base de cette démarche, l'histogramme de la caractéristique CC ainsi que le résultat de l'approximation non paramétrique sont tracés et représentés sur la figure 4.11. On observe un bon accord entre l'histogramme et l'estimation non paramétrique.

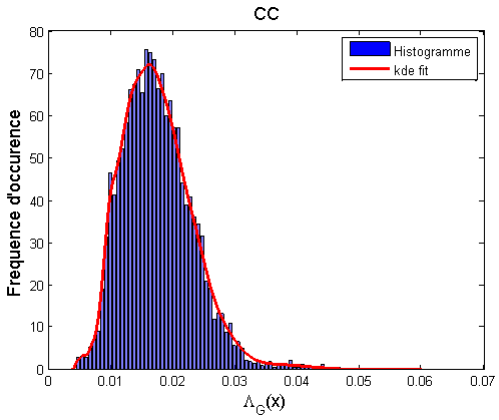
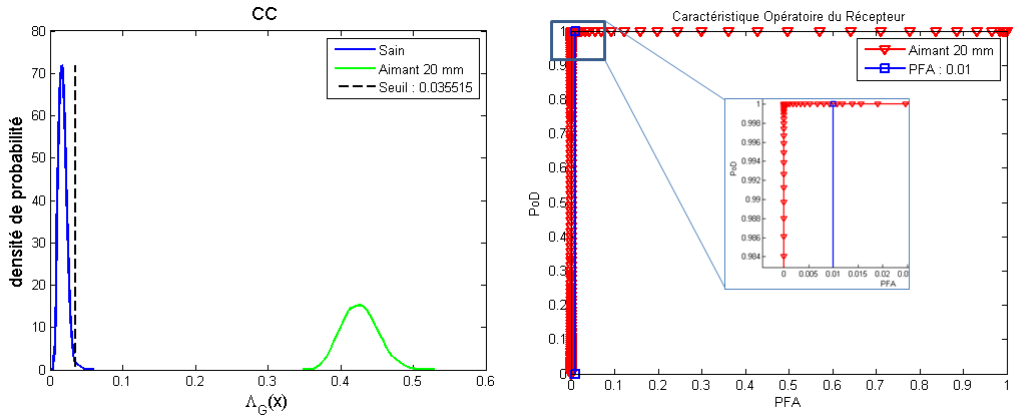


FIGURE 4.11 – Histogramme de la caractéristique coefficient de corrélation (CC) à l'état sain, plaques monolithiques : fusion de tous les actionneurs.

Si par exemple on s'autorise une probabilité de fausse alarme de 0.01 (PFA = 0.01), on obtient un seuil de détection qui vaut : $\eta = \mathbf{0.0355}$. Ce seuil est représenté sur la figure 4.12(a) (ligne verticale pointillée). On observe que dans ce cas on a une bonne séparation entre les distributions des caractéristiques aux états sain et endommagé (aimant de 20 mm). Pour quantifier la performance du test de détec-

tion pour ce dommage, les courbes COR sont tracées figure 4.12(b). On observe une probabilité de détection PoD = 1 pour $\alpha = 0.01$ ce qui signifie une bonne détection de ce dommage. Ceci provient du fait que dans cet exemple, les distributions de probabilité des caractéristiques aux états sain et endommagé ont des supports disjoints, ce qui implique une bonne séparation des données et par conséquent une bonne détection.



(a) (b)

FIGURE 4.12 – Détection de l'aimant de 20 mm (plaques monolithiques) par le critère du coefficient de corrélation (CC) : (a) seuil de détection (b) courbes COR.

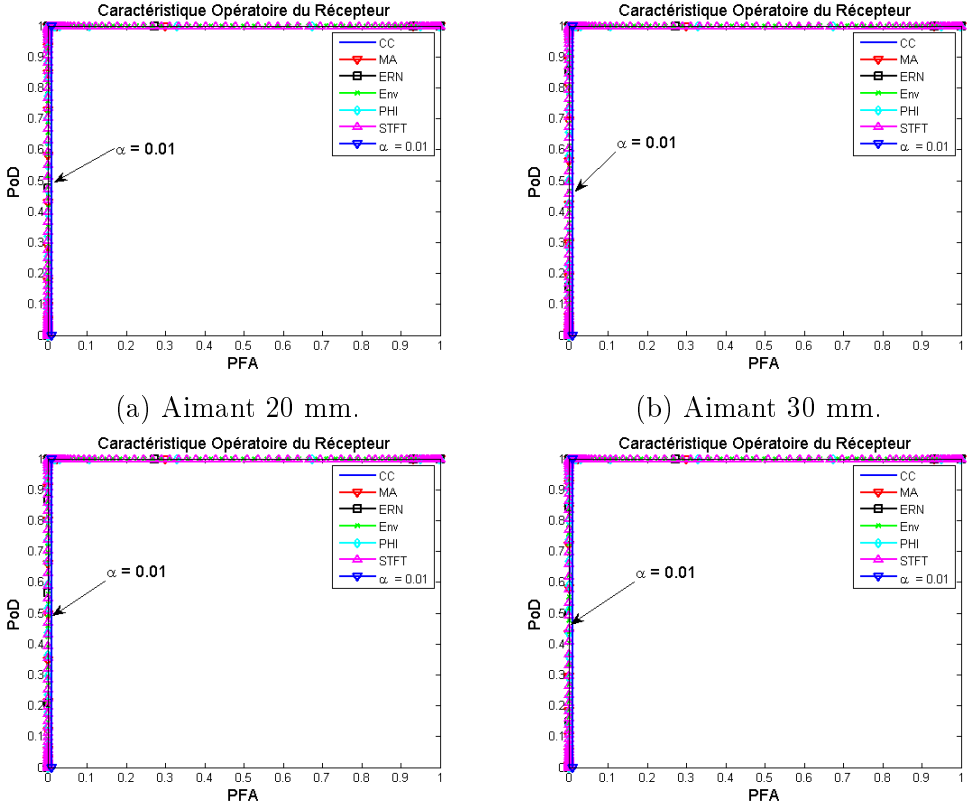
Afin de tester la performance vis-à-vis de la détection des autres caractéristiques (cf. tableau 4.1) pour les autres dommages simulés par aimants, les courbes COR précédentes, sont tracées figure 4.13 pour toutes les caractéristiques et pour les dommages de type simulés (aimant). Comme dans le cas du critère de corrélation, on a, pour une PFA = 0.01, une PoD = 1, et ce pour tous les autres critères. Ce résultat implique que toutes les autres caractéristiques conduisent à une bonne détection, quel que soit le dommage considéré.

◇ Écart par rapport au seuil de détection η

Afin de faire ressortir l'influence de la sévérité du dommage sur la précision de détection, nous avons calculé l'écart par rapport au seuil de détection η, de la plus petite valeur de la caractéristique obtenue dans l'état endommagé. Cette plus petite valeur de la caractéristique obtenue dans l'état endommagé correspond à une configuration pénalisante. Cette valeur correspond à la borne inférieur de la distribution à l'état endommagé. Si on considère cette valeur comme la valeur unique de la caractéristique calculée dans l'état endommagé (démarche 1). L'écart se traduit mathématiquement par l'équation :

$$Ecart = \min(\Lambda_G(\underline{x}_{endo})) - \eta \tag{4.7}$$

où $\underline{x}_{endo}$ représente le signal mesuré dans l'état endommagé.
Cet écart est calculé pour chacun des indicateurs (CC, MA, ERN,...) et pour chacun des dommages. Le résultat est présenté sur la figure 4.14. L'axe des abscisses représente le label des dommages, rappelé dans le tableau 4.2. On observe de ce résultat



(a) Aimant 20 mm.

(b) Aimant 30 mm.

(c) Aimant 20 mm + 40 mm.

(d) Aimant 40 mm.

FIGURE 4.13 – Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : dommages de type aimants, plaques monolithiques.

que l'écart par rapport au seuil de détection est plus important pour les dommages « réels » (délaminage, impacts) que pour les dommages simulés par aimant. On observe par ailleurs que le critère basé sur la phase instantanée (PHI) ne varie pas beaucoup avec la taille du dommage. Il n'y a donc pas de relation clairement établie entre ce critère et la taille du dommage.

TABLE 4.2 – Désignation des différents dommages présentés dans la figure 4.14.

6AM20	6AM30	6AM20Bis	6AM40	7A	6B	6C	6D
aimant 20 mm	aimant 30 mm	aimant 20 mm + 40 mm	aimant 40 mm	délaminage 10 mm	impact 14 mm	impact 20 mm	impact 22 mm

4.6.2 Plaque monolithique époxy avec raidisseur (autoraidie)

$N_{rep} = 100$ répétitions on également été considérés lors de l'acquisition des signaux aux états sain et endommagés, pour cette plaque. La figure 4.15 montre les résultats de détection globale de dommages (après fusion des 6 actionneurs) pour la caractéristique basée sur le coefficient de corrélation (CC). On observe, pour les deux familles de dommages (aimants et dommages réels), une bonne séparation entre les

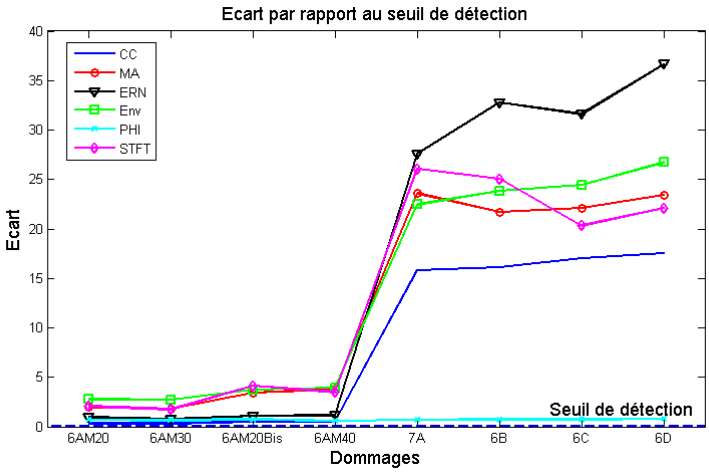
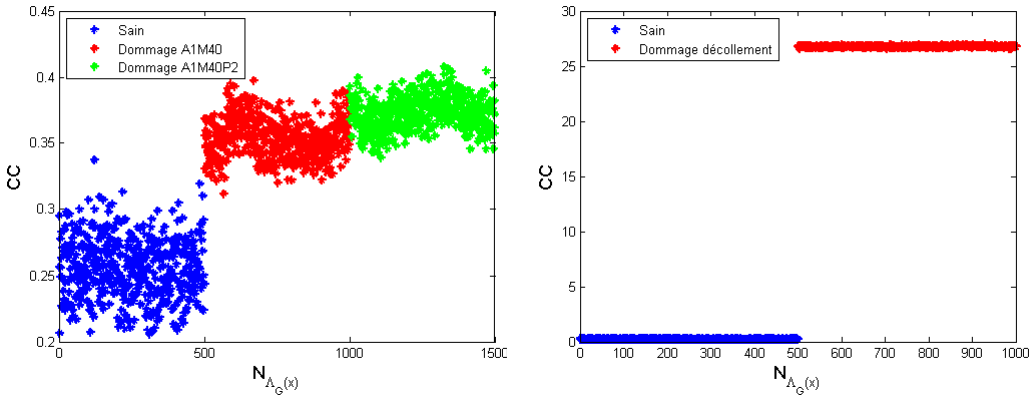


FIGURE 4.14 – Ecart par rapport au seuil de détection pour tous les dommages et pour tous les critères, plaques monolithiques.

données aux états sain et endommagés, traduisant une bonne détection de ces dommages. Comme dans le cas des plaques monolithiques sans raidisseur, on observe un facteur de l'ordre de 60 entre les valeurs de CC pour les dommages simulés par des aimants et celles du dommage réel (décollement). Les courbes COR sont tracées figure 4.16 afin de quantifier la performance du test de détection. Pour une PFA admissible de 0.01, on a la plus grande PoD pour le dommage de type décollement par rapport à celui simulé par des aimants. Cette observation va dans le même sens que le résultat de détection présenté en figure 4.15.

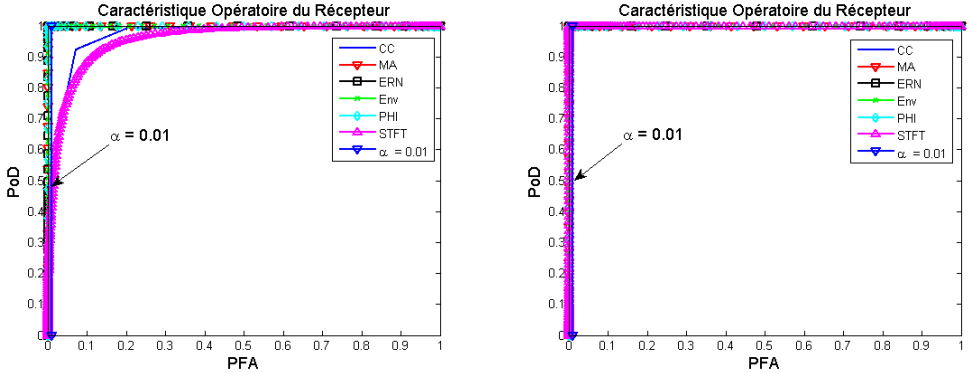


(a) (b)

FIGURE 4.15 – Détection de dommages dans les plaques monolithiques avec raidisseur par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : (a) aimants (b) dommage réel (décollement).

4.6.3 Plaques sandwich nid d'abeille

La démarche de détection de dommages présentée dans les sections précédentes a également été appliquée pour la détection des dommages dans les plaques fonction-



(a) Aimant 40 mm (A1M40P2). (b) Dommage réel (décollement).

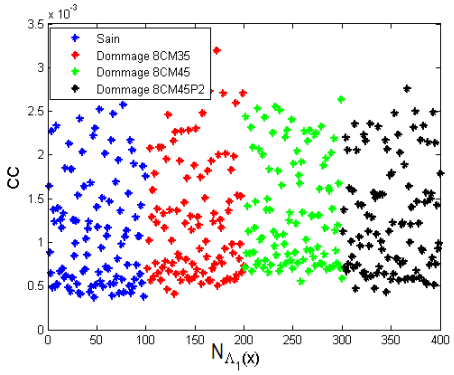
FIGURE 4.16 – Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : plaques monolithiques avec raidisseur.

nelles en sandwich nid d'abeille. Lors de l'acquisition des signaux sur la plaque saine, un incident s'est produit et les fils de connexions des PZTs ont été coupés, rendant hors-service cette plaque. Nous avons alors considéré par la suite, comme plaque de référence, une plaque comportant déjà un dommage (impact de 18 mm, plaque 8C : cf. section 3.9). Ceci nous a contraint à étudier uniquement des dommages simulés par des aimants, qui peuvent être fixés à la plaque. L'état de référence est alors la plaque sandwich avec impact, et les états endommagés sont la plaque avec impact sur laquelle sont fixés des aimants de différents diamètres. La désignation de ces aimants est rappelée dans le tableau 4.3. L'objectif est d'étudier l'influence de la position et de la taille de l'aimant sur le résultat de détection.
La fréquence d'excitation est de 100 kHz. Comme dans le cas des plaques monolithiques, nous avons considéré $N_{rep} = 100$ répétitions lors de l'acquisition des signaux par chemin « actionneur-capteur » et par état (sain ou endommagé).

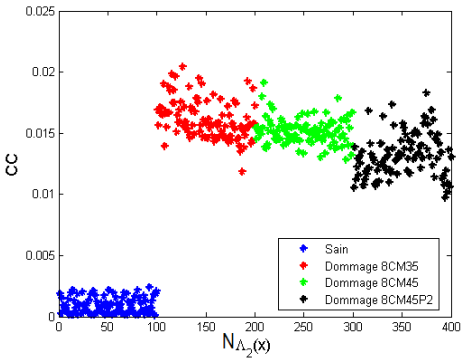
TABLE 4.3 – Désignation des différents dommages plaques sandwich.

8CM35	8CM45	8CM45P2
aimant 35 mm	aimant 45 mm	aimant 45 mm

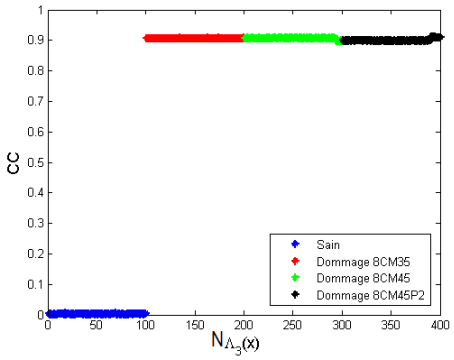
La figure 4.17 présente les résultats de détection « partielle » (avant fusion des actionneurs) pour le critère basé sur le coefficient de corrélation, pour les actionneurs de 1 à 4. On remarque que les caractéristiques obtenues pour l'actionneur 1 ne permettent pas de distinguer entre l'état sain et les états endommagés, ce qui implique une non détection. Ceci est du au fait que le dommage dans ce cas se situe loin de la zone couverte par cet actionneur. A l'opposé, les autres actionneurs (notamment l'actionneur 3, car il est plus proche du dommage) présentent une bonne séparation entre ces données, et donc une forte probabilité de détection.
La stratégie de fusion des actionneurs présentée en figure 4.8, est appliquée pour une détection globale. Les résultats après fusion sont donnés figure 4.18, toujours pour le critère du coefficient de corrélation.



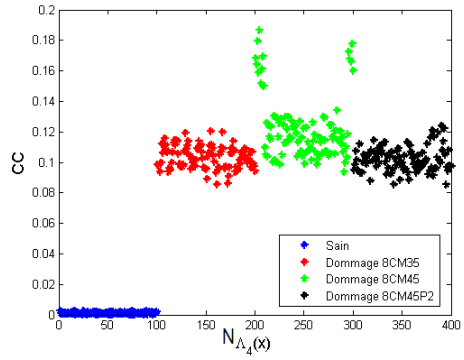
(a) actionneur 1.



(b) actionneur 2.



(c) actionneur 3.



(d) actionneur 4.

FIGURE 4.17 – Détection de dommages par le critère du coefficient de corrélation (CC) pour les actionneurs 1 à 4 : dommages de type aimants, plaques sandwich.

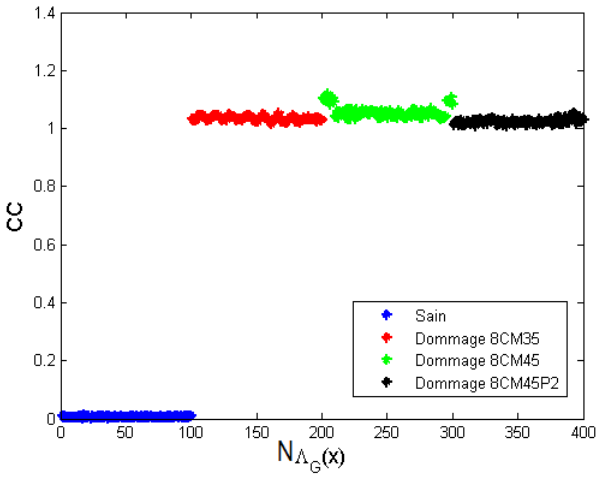
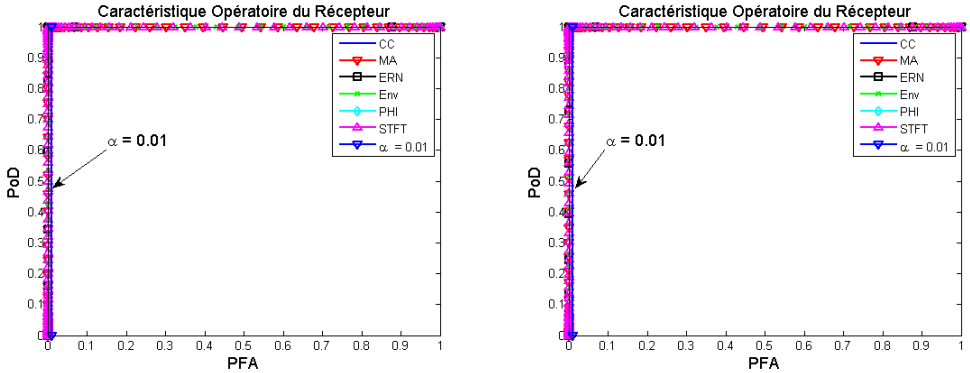


FIGURE 4.18 – Détection de dommages dans les plaques sandwich par le critère du coefficient de corrélation (CC) après fusion des actionneurs : dommages de type aimant.

La stratégie de fusion des caractéristiques de tous les actionneurs conduit à une nette séparation des données entre les états sains et endommagés, et par conséquent à une excellente détection de chacun des dommages considérés. On observe

par ailleurs que sur ces cas testés, la taille et la position de l'aimant n'ont pas une grande influence sur le résultat de détection pour les plaques sandwich. Ceci peut être dû à la complexité à la fois de la structure et de la physique de propagation des ondes dans cette dernière. La diffraction de l'onde sur ce type de dommage et dans ce type de structure devra être étudiée finement afin de mieux comprendre cette observation.
La performance du test de détection de ces dommages est évaluée à l'aide des courbes COR comme dans le cas des plaques monolithiques époxy. Les résultats sont tracés figure 4.19 pour toutes les autres caractéristiques (voir tableau 4.1). On a une probabilité de détection égale à 1, pour une probabilité de fausse alarme fixée à 0.01, et ce pour tous les critères. Ce résultat signifie que ces caractéristiques conduisent à une bonne détection, quel que soit le dommage considéré. Par contre, la figure 4.20 montre que la caractéristique PHI ne permet pas de détecter les dommages en suivant la démarche 1, car le seuil de détection se situe au dessus des valeurs associées à cette caractéristique.



(a) Aimant 35 mm. (b) Aimant 45 mm.

FIGURE 4.19 – Courbes COR pour toutes les caractéristiques (tableau 4.1) : dommages de type aimants, plaques sandwich.

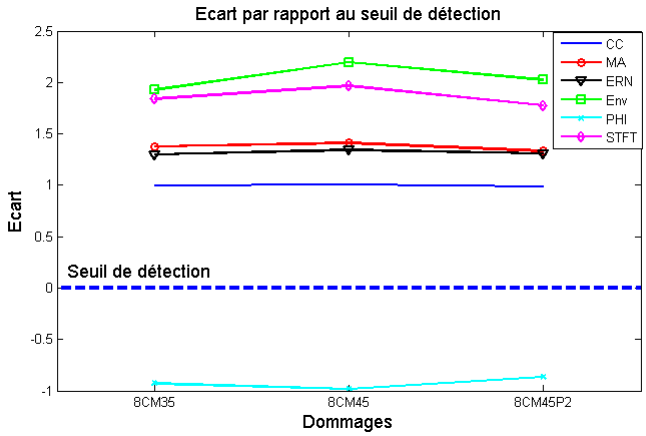


FIGURE 4.20 – Ecart par rapport au seuil de détection pour tous les dommages et pour tous les critères, plaques sandwich.

4.7 Hiérarchisation des caractéristiques pour la détection de dommages

Nous avons montré dans les sections précédentes que l'approche statistique conduisait à de bons résultats de détection de dommages pour toutes les caractéristiques considérées. Cependant, la question du choix des meilleurs caractéristiques (en terme de performance de détection) ou de leur hiérarchisation n'a pas été discutée. En effet, les six caractéristiques étudiées peuvent être dépendantes les unes des autres, conduisant ainsi à une redondance dans l'utilisation de ces dernières pour la prise de décision sur la détection. D'autre part, classifier ces caractéristiques en fonction de leur performance de détection permettrait de les hiérarchiser et ainsi rendre leur choix plus robuste. Pour répondre à ces questions, nous avons développé une approche basée sur une analyse en composantes principales (ACP) afin de cerner les éventuelles relations de dépendance entre ces caractéristiques. L'ACP classique est une technique d'analyse statistique multivariée. C'est une technique de réduction de dimension qui permet de représenter des données de grande dimensions, dans un espace de dimension inférieure [3], en préservant autant que possible la variance dans les données. En d'autre termes, elle projette les données de grande dimension dans un espace de dimension inférieure, de telle sorte que lorsque ces données sont projetées dans ce nouvel espace, la plus grande variance se retrouve dans les premiers axes principaux, et décroit très rapidement lorsque la dimentionnalité augmente. Si la réduction de la dimensionnalité est suffisante, le grand nombre de variables de départ est remplacé par un petit nombre de variables non-correlées (obtenues par combinaison linéaire des variables de départ) qui peuvent expliquer la variance des données initiales. La figure 4.21 illustre une ACP dans un cas bidimensionnel. Les axes de départ sont X et Y et les axes principaux PCA1 et PCA2. On observe que l'axe PCA1 permet d'expliquer une grande partie de la variance dans les données. Les détails théoriques de cette approche peuvent se retrouver dans (Shlens, 2003; Smith, 2002).

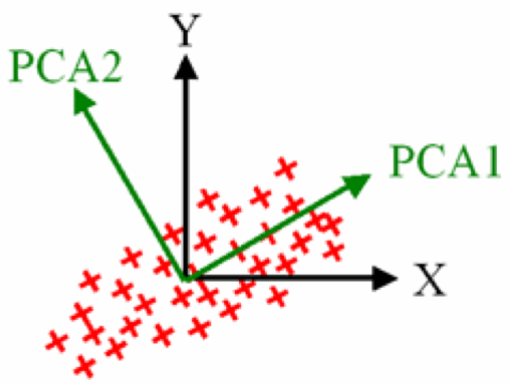
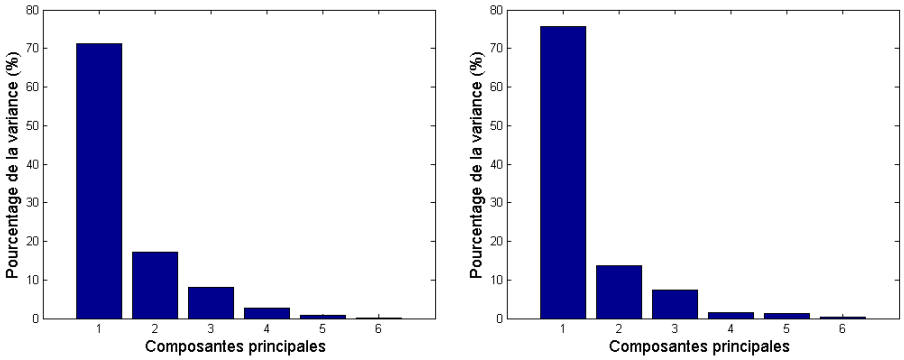


FIGURE 4.21 – Illustration d'une ACP dans un cas bidimensionnel [4].

3. dont les vecteurs de base représentent les vecteurs propres de la matrice de covariance des données

4. Source :http://cogsci.ucd.ie/Connectionism/Labs/labs2012_8.php

En pratique, les données sont stockées dans une matrice de dimensions $N_{val} \times N_{carac}$, où N_{val} représente le nombre de valeurs par caractéristique ($N_{val} = 4950$) et N_{carac} représente le nombre total de caractéristiques ou indicateurs ($N_{carac} = 6$) pour la détection. L'ACP est réalisée à l'aide de la fonction *princomp* de MATLAB. Elle permet le calcul de la matrice de covariance des données, de ses valeurs propres et vecteurs propres, ainsi que la contribution à la variance des données pour chacune des composantes principales.



(a) Plaque monolithique. (b) Plaque sandwich.

FIGURE 4.22 – Pourcentage de la variance des six composantes principales : données à l'état sain.

La figure 4.22 montre le pourcentage de la variance des six composantes principales après projection des données de l'état sain pour les plaques monolithiques et sandwich. On observe que dans chacun des cas, les trois premières composantes principales contribuent à plus de 95 % (variance cumulée) dans la description de la variance des données. Ceci signifie d'une part qu'il existe surement une relation de dépendance entre les six caractéristiques dans le nouvel espace, et d'autre part que ces six caractéristiques peuvent finalement être décrites par les trois premières composantes principales obtenues après changement de base. Cette analyse sera approfondie dans les paragraphes suivants, en se basant uniquement sur ces trois premières composantes principales.

4.7.1 Hiérarchisation des caractéristiques

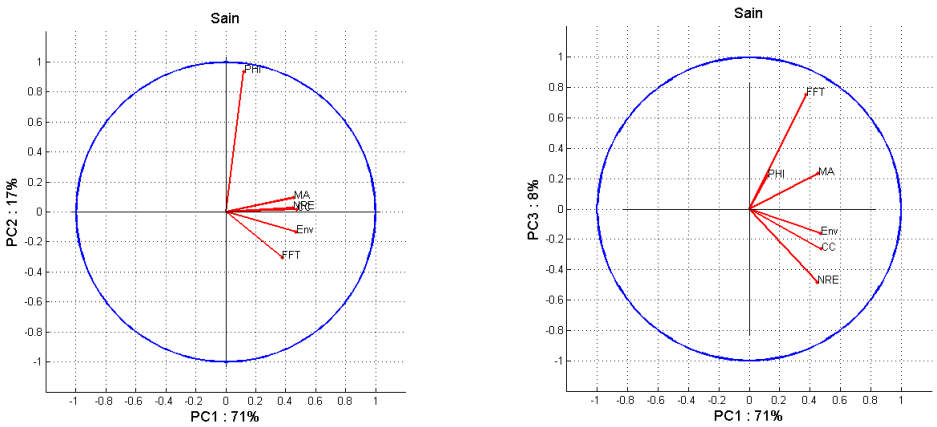
La hiérarchisation et l'étude de la dépendance entre les différentes caractéristiques est réalisée sur un cercle de corrélation de rayon unité. Cette représentation est généralement utilisée pour illustrer de manière synthétique la contribution d'une variable de départ à une composante principale. Le cercle de corrélation, défini par deux composantes principales dans le plan factoriel (plan des composantes principales) est une représentation graphique des variables de départ en fonction de leurs coefficients de corrélation avec les composantes principales. Il permet de déterminer si une variable de départ est plus ou moins corrélée avec les composantes principales. De manière pratique, il nous servira à étudier la corrélation entre chacune des six caractéristiques utilisées pour la détection, et les composantes principales et par conséquent déterminer les plus pertinentes. L'angle entre deux caractéristiques,

mesuré par son cosinus est égal au coefficient de corrélation linéaire entre ces deux caractéristiques. Ainsi l'interprétation du cercle de corrélation peut se faire comme suit :

— un point proche du cercle décrit bien la caractéristique correspondante,
— un point proche du centre du cercle indique une caractéristique dont les propriétés ne sont pas mises en évidence par le cercle de corrélation,
— deux points proches du cercle et proches l'un de l'autre indiquent une forte corrélation positive entre les caractéristiques qu'ils décrivent,
— deux points proches du cercle et opposés l'un de l'autre indiquent une forte corrélation négative,
— plus les caractéristiques se situent proches des axes principaux, mieux elles décrivent les données,

L'interprétation est faite en considérant les trois premières composantes principales, car elles décrivent pratiquement toute la variance des données. Pour faciliter la visualisation, les graphiques seront représentés par paire de composantes (CP1,CP2) et (CP1,CP3).

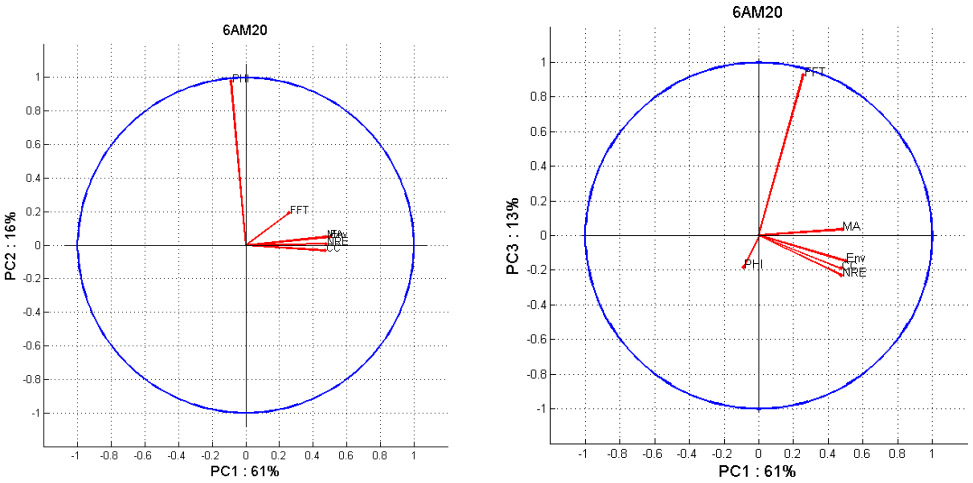
4.7.1.1 Plaque monolithique



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

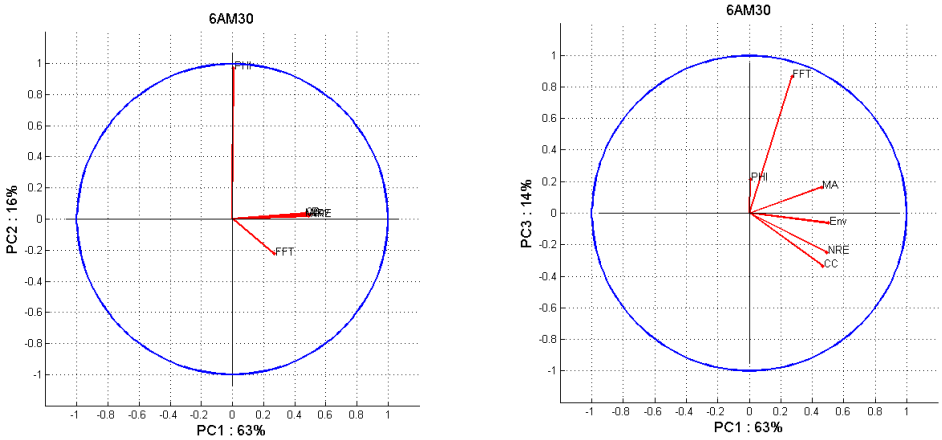
FIGURE 4.23 – Cercles de corrélation plaque monolithique : sain.

Les figures 4.23-4.31 montrent les cercles de corrélation pour chacun des états (sain et endommagés). On remarque que globalement, les caractéristiques PHI et FFT sont celles qui sont les plus proches du cercle, et par conséquent sont bien représentées dans les données. Ces points sont très proches de l'axe CP2, ce qui traduit une bonne corrélation entre ces caractéristiques et la deuxième (respectivement troisième) composante principale. En revanche, les autres caractéristiques (CC,MA,ERN,Env) sont plus proches du centre par conséquent sont donc mal représentés par le plan factoriel. Leur interprétation ne peut donc pas être effectuée avec confiance. Par contre ces caractéristiques sont presque toujours bien corrélées avec la première composante principale, qui décrit la plus grande variance dans les données. L'angle plutôt fermé (partant de l'origine) entre ces caractéristiques indique



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.24 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM20.

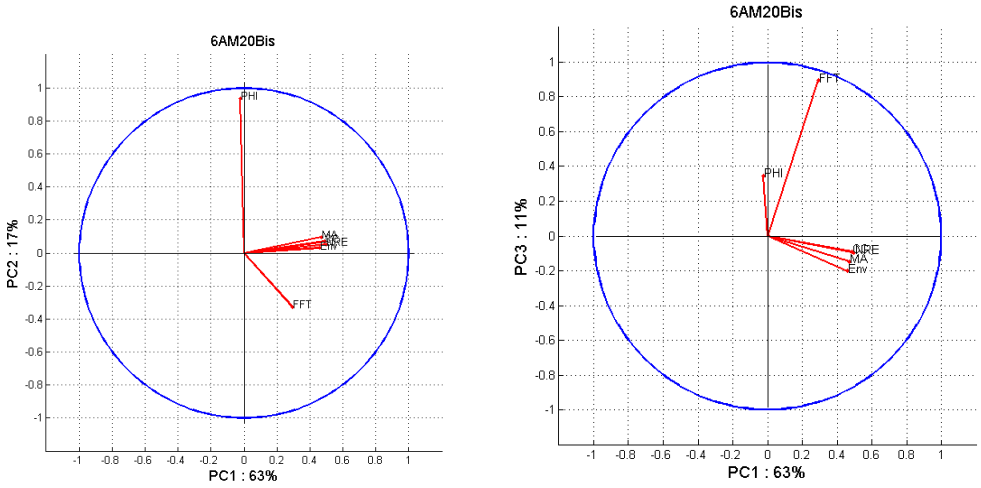


(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.25 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM30.

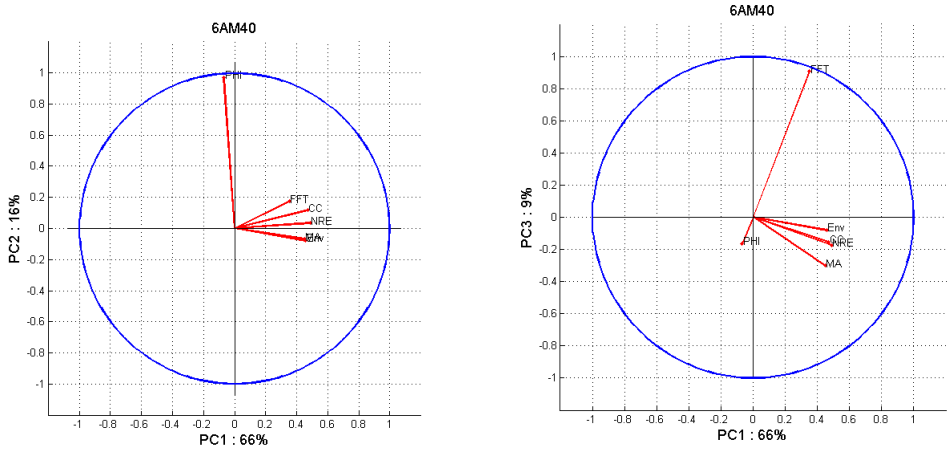
qu'elles sont assez bien corrélées entre elles. En revanche, l'angle quasi droit entre ces dernières et la caractéristique PHI (et FFT dans certains cas) indique une forte décorrélation entre elles. Dans certains cas on observe aussi une bonne corrélation (positive ou négative) entre FFT et PHI.

De ces observations, nous pouvons conclure que la première composante principale correspond plutôt aux caractéristiques CC, ERN, MA, Env, qui sont fortement corrélées entre elles tandis que les deuxième et troisième composantes principales correspondent plus aux caractéristiques PHI et FFT. On a donc deux groupes de caractéristiques sur lesquelles pourraient *a priori* reposer la décision du test de détection : $G_1 = \{CC, MA, ERN, Env\}$ et $G_2 = \{PHI, FFT\}$. De plus les éléments du groupe G_1 sont globalement orthogonaux à ceux du groupe G_2. Du fait que



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

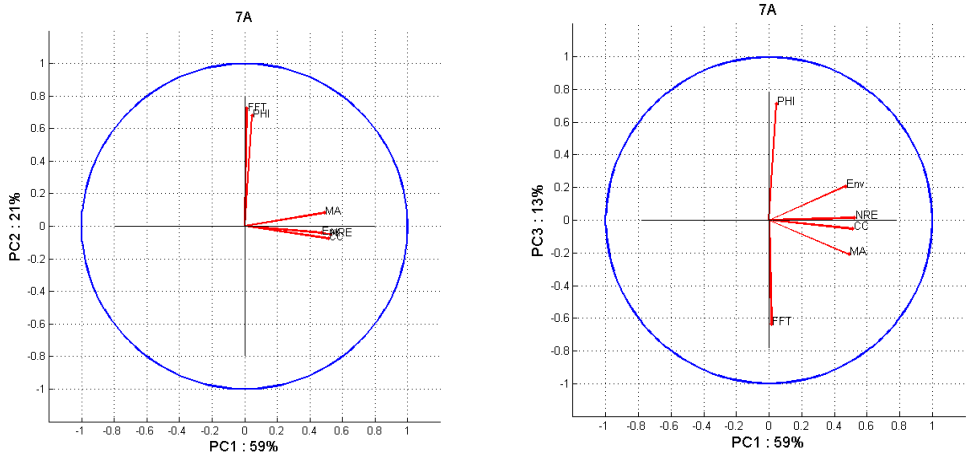
FIGURE 4.26 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM20Bis.



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

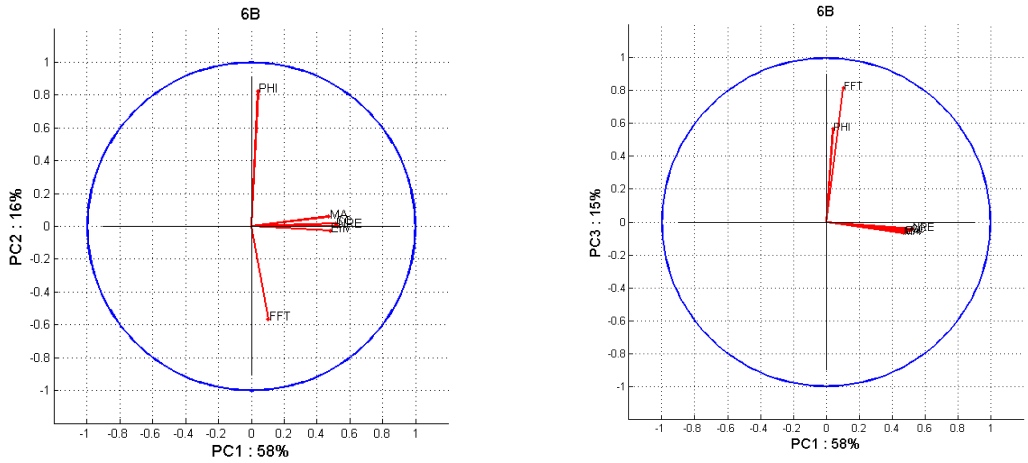
FIGURE 4.27 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6AM40.

les caractéristiques appartenant à chacun de ces groupes montrent globalement une importante corrélation mutuelle, la décision sur le test de détection doit donc se faire en choisissant uniquement une caractéristique dans chaque groupe, ceci permet de réduire la redondance d'informations, qui n'apporte pas nécessairement plus de précisions dans le prise de décision. D'autre part, les caractéristiques du groupe G_1 contribuant le plus à la première composante principale semblent être les plus pertinentes, car la CP associée décrit en général plus de 60 % de la variance des données. Notons que les résultats montrés pour la plaque monolithique endommagée 6C sont cependant mitigés. La distinction entre ces deux groupes n'est pas aussi marquée que pour les autres dommages, mais on peut tout de même remarquer qu'il y a une bonne corrélation entre certaines caractéristiques (CC, ERN) et une indépendance



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

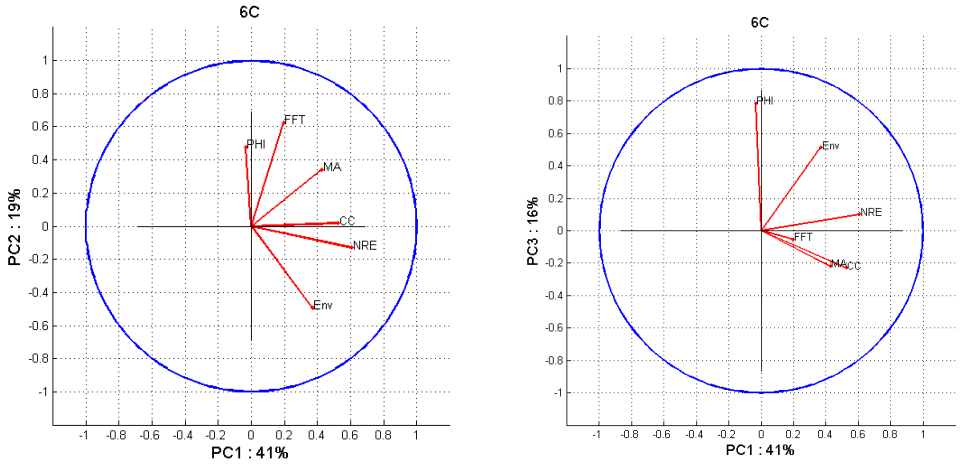
FIGURE 4.28 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 7A.



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

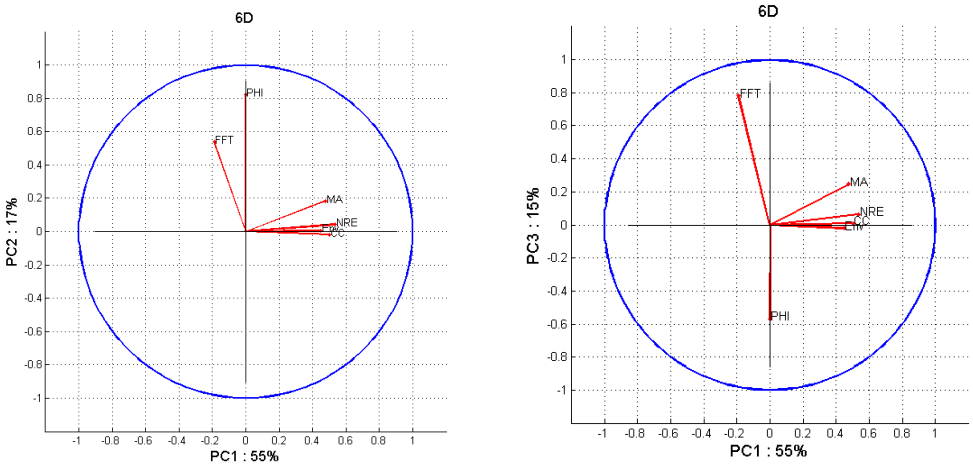
FIGURE 4.29 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6B.

entre d'autres (MA, Env). Cette différence peut en partie s'expliquer par le fait que pour ce dommage, les valeurs propres de la CP1, sont relativement plus petites que celles pour les autres dommages.



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.30 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6C.

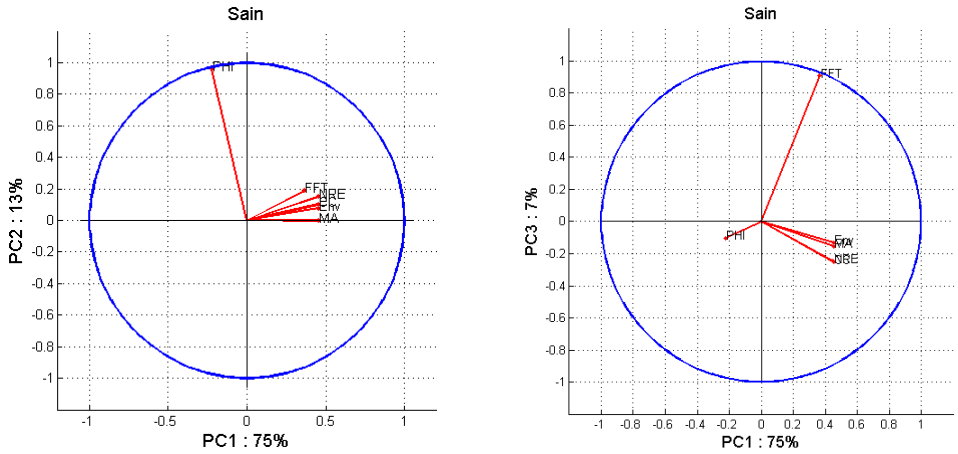


(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.31 – Cercles de corrélation plaque monolithique : dommage 6D.

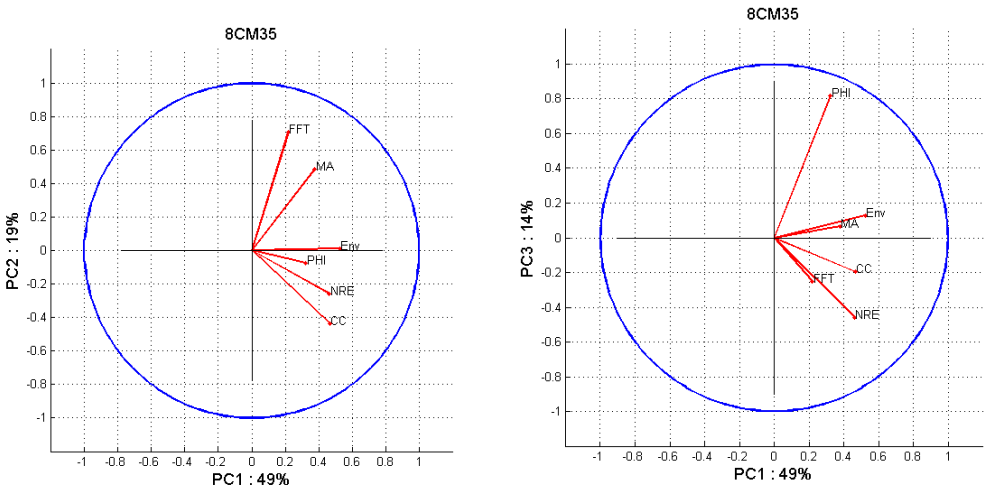
4.7.1.2 Plaque sandwich

Comme pour les plaques monolithiques, le cercle de corrélation a également été tracé pour les plaques sandwich. Les résultats sont présentés sur les figures 4.32-4.35. La plaque sandwich saine exhibe également deux groupes orthogonaux de caractéristiques : $G_1 = \{CC, MA, ERN, Env, FFT\}$ et $G_2 = \{PHI\}$ et les caractéristiques appartenant au groupe G_1 présentent une bonne corrélation entre elles (angle relativement fermé) d'une part et une assez bonne description de la première composante principale d'autre part. Cette CP décrit à elle seule plus de 75 % de la variance des données. En revanche, cette analyse semble plus mitigée pour les cas endommagés, car la distinction des groupes est moins visible. Cependant on observe que certaines caractéristiques sont globalement bien corrélées entre elles (Env, PHI, ERN), tandis



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

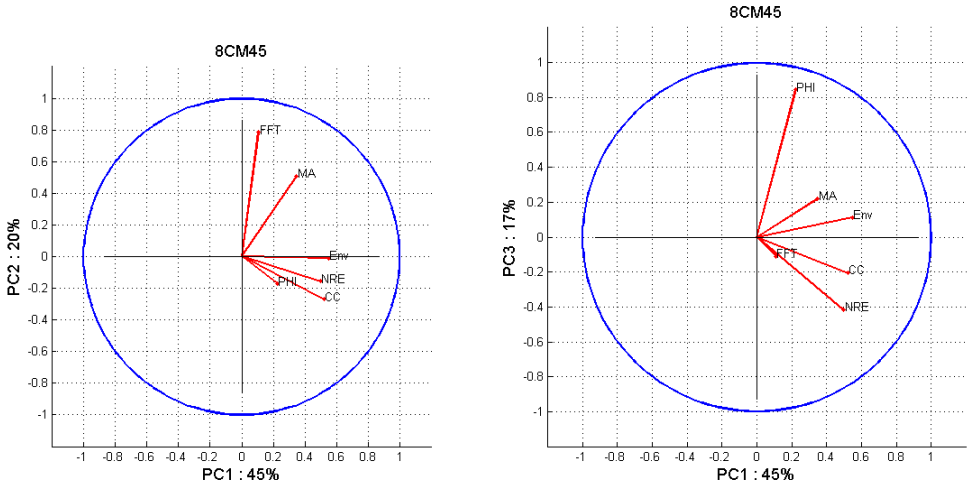
FIGURE 4.32 – Cercles de corrélation plaque sandwich : sain.



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

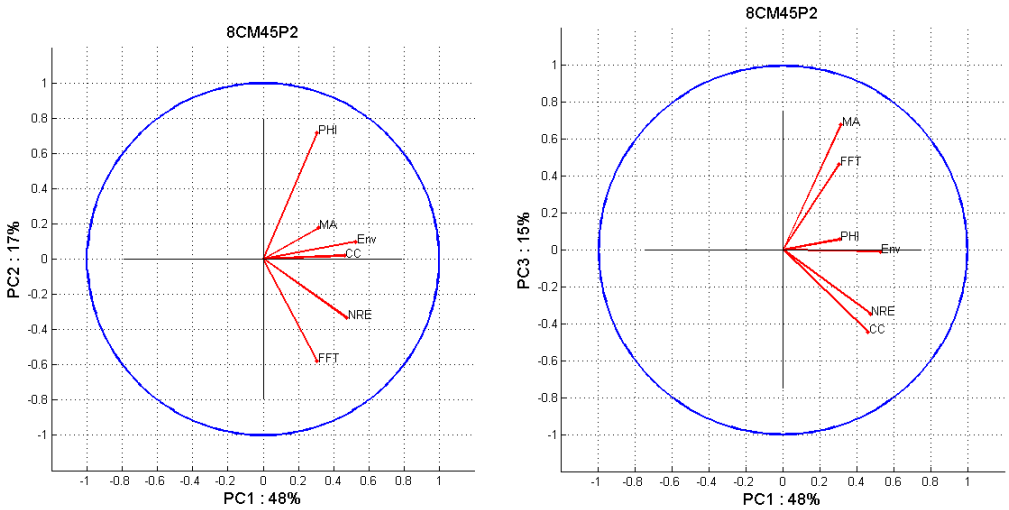
FIGURE 4.33 – Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM35.

que d'autres montrent une indépendance linéaire (CC,FFT), (MA, ERN).



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.34 – Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM45.



(a) (CP1,CP2) (b) (CP1,CP3)

FIGURE 4.35 – Cercles de corrélation plaque sandwich : dommage 8CM45P2.

4.8 Conclusion

Dans cette partie, nous avons présenté une démarche de détection de dommages, qui repose sur la théorie des tests d'hypothèses statistiques. La prise de décision sur la présence ou non d'un dommage dans la structure s'est formulée en comparant deux hypothèses qui modélisent l'état de santé de la structure : l'hypothèse nulle H_0 (structure saine) et l'hypothèse alternative H_1 (structure endommagée). L'objectif visé était de construire un détecteur qui maximise la probabilité de détection tout en minimisant la probabilité de fausse alarme. Ceci nous a conduit à définir un critère de « seuillage » basé sur le test de Neyman-Pearson. Le seuil de détection a été

construit par une approche statistique à l'aide d'un ensemble de six caractéristiques sensibles à la présence d'un endommagement. Ces caractéristiques ont été extraites des signaux mesurés à la fois aux états sains et endommagés. L'application de cette démarche pour la détection de différents types de dommages a conduit à de bons résultats aussi bien pour les plaques monolithiques époxy (avec et sans raidisseurs) que pour les plaques sandwich nid d'abeille. Nous avons obtenu, pour un taux de fausse alarme admissible de $\alpha = 0.01$, une probabilité de détection qui vaut PoD= 1, quelque soit le type de dommages et de structures. Ces résultats valident notre démarche de détection de dommages dans les structures étudiées.
La deuxième partie de ce chapitre a été consacrée à l'étude de la corrélation entre ces différentes caractéristiques afin de minimiser la redondance d'informations, qui n'apportent pas nécessairement plus de précision dans le prise de décision sur la présence du dommage. L'analyse en composantes principales (ACP) a été utilisée à cette fin. L'étude de la corrélation entre les caractéristiques a été réalisée à l'aide des cercles de corrélation, qui permettent une représentation graphique synthétique des caractéristiques en fonction de leurs coefficients de corrélation avec les composantes principales dans le plan factoriel. Cette approche nous a permis d'observer que ces six caractéristiques ne sont pas toutes indépendantes les unes des autres, et que la prise de décision sur la détection pouvait se faire en ne considérant que quelques unes d'entre elles. Cependant les résultats pour les plaques sandwich semblent plus mitigés.

Chapitre 5

Localisation d'endommagements dans les structures aéronautiques

5.1 Introduction

Ce chapitre concerne la localisation d'endommagements une fois que ceux-ci ont été détectés (voir processus SHM, figure 2.10). Les structures étudiées sont celles présentées au chapitre 3.
La localisation d'endommagements est une des étapes essentielles d'un processus de contrôle santé. Tout comme la détection, elle repose sur l'extraction des caractéristiques sensibles à la présence d'un dommage dans la structure. Des outils de traitement de signal appropriés permettent d'extraire ces caractéristiques de la différence entre les signaux mesurés sur la structure dans un état de référence (supposé sain) et ceux mesurés sur la structure dans l'état endommagé. La caractéristique couramment extraite pour la localisation est le *temps de vol* (*Time-of-flight — ToF*), qui se définit comme l'instant d'arrivée de l'onde diffractée par le dommage au capteur (voir figure 2.22). Ce temps est extrait de la différence des signaux entre les états sain et endommagé. Connaissant la vitesse de groupe des ondes se propageant dans la structure et ces ToF, le problème de localisation revient à résoudre un ensemble d'équations non linéaires, reliant les coordonnées du dommage, les vitesses de groupe des ondes et les ToF, dont la solution indique la position de l'endommagement. A cause de la nature dispersive des ondes de Lamb, des phénomènes de conversion de mode [1] et du bruit expérimental, des imprécisions dans l'estimation de ces deux grandeurs (vitesse de groupe et ToF) peuvent conduire à des erreurs considérables sur la localisation. Pour résoudre ce problème nous avons développé une approche de quantification des incertitudes sur ces paramètres, conduisant à rendre plus robuste la localisation. L'organisation de ce chapitre est la suivante : après avoir présenté le principe et la démarche de localisation d'endommagements dans un cadre déterministe, nous discutons des techniques d'extraction des temps de vol et des vitesses de groupe. L'approche de propagation et de quantification des incertitudes sur la localisation est ensuite abordée. Cette approche est basée sur

1. La conversion de mode se produit lorsqu'il y a interaction entre l'onde et le dommage. On peut ainsi avoir une conversion du mode A_0 en mode S_0. La conséquence de cette conversion de mode est un changement de la vitesse de groupe des ondes (voir figure 2.19)

un système d'identification Bayésien, où l'objectif est d'estimer des distributions de probabilité *a posteriori* sur les paramètres que l'on veut estimer (position du dommage et vitesse de groupe des ondes). Nous avons réalisé l'estimation à l'aide d'une méthode de Monte Carlo par Chaine de Markov (*Markov Chain Monte Carlo* — MCMC). Les détails de l'approche sont présentés. Des études numériques et expérimentales sont ensuite présentées pour montrer la validité de la démarche proposée.

5.2 Localisation déterministe d'endommagements par triangulation

5.2.1 Concept

La technique couramment utilisée pour la localisation de dommages par ondes de Lamb est la technique par *triangulation* (Moll et al., 2010; Ng and Veidt, 2009; Yan, 2013). Cette technique utilise les ToF et les vitesses de groupe des ondes mesurés pour construire une zone possible de présence du dommage. Les vitesses de groupe sont en général soit calculées à l'aide des courbes de dispersion, soit estimées en utilisant les signaux mesurés sur la structure à l'état sain (cf section 3.5.1.1). Les ToF [2] quant à eux, sont estimés à partir de la différence des signaux entre les états sain et endommagé. L'hypothèse dans cette approche est que lorsqu'on effectue la différence entre les signaux aux états sain et endommagé, le signal ainsi obtenu correspond au signal diffracté par le dommage. On suppose alors que ce signal ne contient que des informations liées à sa présence. Il apparaît de manière implicite dans cette approche que les conditions expérimentales (température, conditions aux limites, etc...) ne doivent pas évoluer ou être modifiées entre les mesures à l'état sain et à l'état endommagé, de telle sorte que la différence observée dans les signaux soit associée exclusivement à la présence d'un dommage.
Lorsque les ToF et les vitesses de groupe des ondes sont estimés, le problème de localisation de dommages revient à résoudre un ensemble d'équations non linéaires qui décrivent la relation entre les coordonnées du dommage, les ToF et les vitesses de groupe. Les deux méthodes les plus populaires permettant de construire ces équations sont la méthode *ToA* (*Time-of-Arrival*), qui construit une zone possible de présence de dommage comme étant l'intersection de plusieurs ellipses correspondant aux solutions de l'ensemble d'équations, et la méthode *TDoA* (*Time-Difference-of-Arrival*), qui estime la position du dommage comme la zone d'intersection de plusieurs hyperboles, solutions du système d'équations. Les caractéristiques *ToA* et *TDoA* sont calculées à partir des ToF estimés. Ces deux méthodes sont présentées dans la section 5.2.2.

2. Lorsqu'on effectue la différence des signaux entre les états sain et endommagé, le ToF est estimé comme l'instant d'arrivée au capteur du premier paquet d'onde de ce signal de différence.

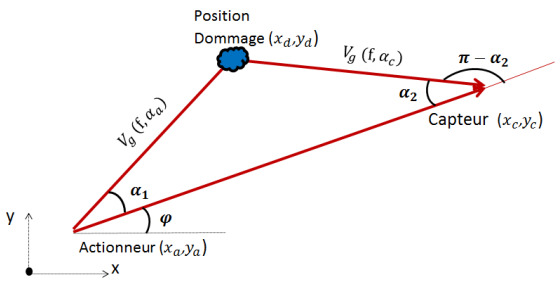
5.2.2 Démarche

5.2.2.1 Méthode ToA

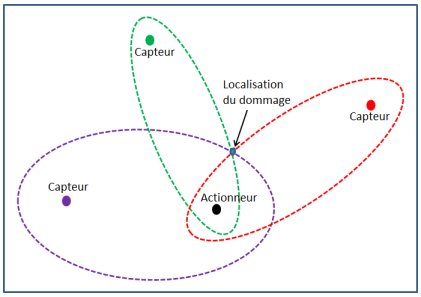
On considère une structure équipée de N éléments piézoélectriques (PZT) chacun pouvant agir comme capteur ou comme actionneur. Pour une paire actionneur-capteur, la relation géométrique pour la localisation de dommages dans la structure basée sur la méthode ToA est présentée sur la figure 5.1a. Les coordonnées du capteur et de l'actionneur sont (x_c, y_c), et (x_a, y_a) respectivement. Lorsque l'onde effectue « le trajet » actionneur-dommage-capteur, le ToA du signal diffracté par le dommage correspond au temps mis par l'onde pour effectuer ce « trajet ». Ce temps a pour expression (Ihn and Chang, 2008; Michaels, 2008) :

$$\mathrm{ToA}^{a-c} = \frac{\sqrt{(x_d - x_a)^2 + (y_d - y_a)^2}}{V_g(f, \alpha_a)} + \frac{\sqrt{(x_d - x_c)^2 + (y_d - y_c)^2}}{V_g(f, \alpha_c)} \tag{5.1}$$

où (x_d, y_d) représente les coordonnées du dommage. $V_g(f, \alpha)$ est la vitesse de groupe des ondes, qui dépend de la fréquence f et de la direction de propagation dans les matériaux composite α. $V_g(f, \alpha_a)$ et $V_g(f, \alpha_c)$ représentent les vitesses de groupe sur les « trajets » actionneur-dommage et dommage-capteur respectivement. Dans le modèle (5.1), les dimensions de l'actionneur, du capteur et du dommage ne sont pas prises en compte ; ces derniers sont considérés comme étant des points matériels. Pour les matériaux isotropes, la vitesse de groupe ne dépend pas de la direction de propagation et la solution de l'équation (5.1) est un lieu de points qui peut être représenté par une ellipse pour chacune des paires actionneur-capteur. En superposant toutes ces ellipses obtenues pour toutes les paires possibles actionneur-capteur dans la structure, la position du dommage est estimée comme étant le point d'intersection de toutes ces ellipses (figure 5.1b). Pour les matériaux anisotropes, la vitesse de groupe dépend de la direction de propagation et la résolution du problème de localisation devient plus complexe (Moll et al., 2010).



(a) Illustration de l'approche ToA.



(b) Illustration de la localisation : méthode ToA.

FIGURE 5.1 – Approche pour la localisation d'endommagements : méthode ToA.

5.2.2.2 Méthode TDoA

La méthode TDoA considère les PZTs par groupe de trois, l'un agissant en actionneur et les deux autres agissant en capteurs. S'il y a un dommage au point de

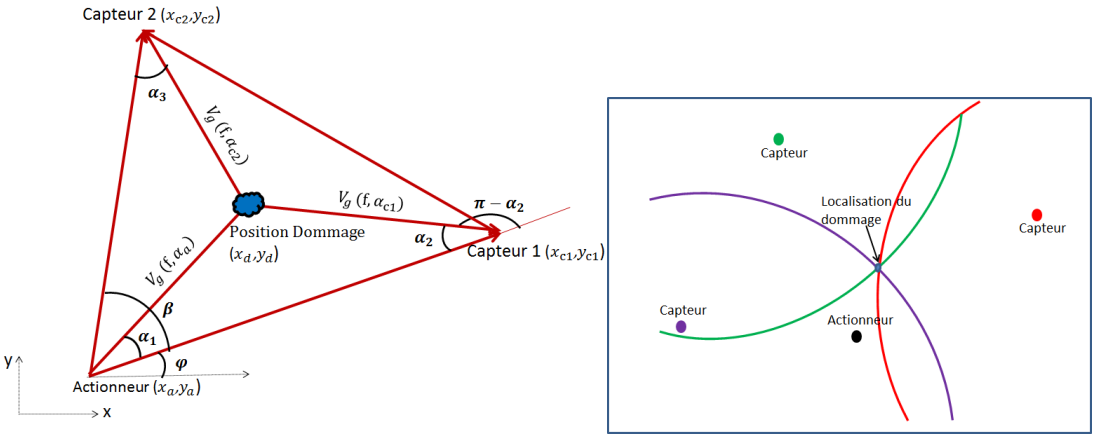
coordonnées (x_d, y_d), la différence des temps d'arrivée (DToA) de l'onde diffractée par le dommage aux deux capteurs est donnée par (Michaels, 2008; Moll et al., 2010) :

$$\Delta\mathrm{ToA}^{c_1-c_2} = \mathrm{ToA}^{a-c_1} - \mathrm{ToA}^{a-c_2} \tag{5.2}$$

Sachant que la distance entre l'actionneur et le dommage est la même, vue par les deux capteurs (figure 5.2a), cette distance n'affecte pas la différence des temps d'arrivée de l'onde diffractée. L'équation (5.2) peut alors se simplifier comme :

$$\Delta\mathrm{ToA}^{c_1-c_2} = \frac{\sqrt{(x_d - x_{c_1})^2 + (y_d - y_{c_1})^2}}{V_g(f, \alpha_{c_1})} - \frac{\sqrt{(x_d - x_{c_2})^2 + (y_d - y_{c_2})^2}}{V_g(f, \alpha_{c_2})} \tag{5.3}$$

où (x_{c_i}, y_{c_i}) représente les coordonnées du capteur i, $V_g(f, \alpha_{c_i})$ est la vitesse de groupe et α_{c_i} est l'angle de propagation dans la direction dommage-capteur i $(i = 1, 2)$. Pour un triplet de PZT (1 actionneur et 2 capteurs), la solution de l'équation 5.3 est un lieu de points qui peut être représenté par une hyperbole (dans le cas isotrope) (figure 5.2b). La position du dommage est estimée en considérant le point d'intersection de toutes les hyperboles, construites pour tous les triplets possibles (a, c_i, c_j), avec $i \neq j$, $(i, j = 1, \cdots, N)$. Comme pour la méthode ToA la dépendance de la vitesse de groupe avec l'angle de propagation complique la résolution de cette équation (Moll et al., 2010; Niri et al., 2014).



(a) Illustration de l'approche TDoA.

(b) Illustration de la localisation : méthode TDoA.

FIGURE 5.2 – Approche pour la localisation d'endommagements : méthode TDoA.

5.2.2.3 Extraction des temps de vols

L'estimation des ToFs est un problème majeur pour la localisation de dommages par ondes de Lamb (Xu, Yu and Giurgiutiu, 2009*a*). En effet, des incertitudes sur leur mesure, liée à la nature dispersive des ondes de Lamb peuvent affecter la précision de la localisation (Niri et al., 2013*a*; Yan, 2013). Pour résoudre ce problème, une variété de méthodes de traitement de signal avancé a été développée. Les méthodes

couramment utilisées sont la transformée de Fourier fenêtrée ($STFT$), la distribution de Wigner-Ville (WVD), la transformation en ondelettes continues (CWT), la décomposition empirique modale (EMD), la décomposition parcimonieuse (MPD) et la transformée de Hilbert (HT) (Ajay and Carlos, 2007; Jeong and Jang, 2000; Niethammer et al., 2001; Xu, Yu and Giurgiutiu, 2009*a*; Yan, 2013). Dans cette étude une transformée en ondelette continue (CWT) a été utilisée pour réaliser la décomposition temps-fréquence du signal diffracté par le dommage. Cette technique a été retenue car elle offre une bonne résolution à la fois dans les domaines temporel et fréquentiel (Niri and Salamone, 2012), et elle est adaptée pour l'analyse des signaux non stationnaires. Cette analyse permet d'extraire la composante du signal correspondant à la fréquence centrale d'excitation. La CWT est une procédure de filtrage passe bande où le signal est « convolué » avec une fonction ondelette, centrée sur la fréquence d'intérêt. Une fois cette étape de filtrage réalisée, la transformée de Hilbert permet d'extraire l'enveloppe du signal résultant et le ToF peut ainsi être estimé. Le ToF est estimé comme l'instant du premier maximum de l'enveloppe du signal. La figure 5.3 montre les différentes étapes de la démarche d'extraction des ToF, partant des signaux bruts mesurés sur la structure.

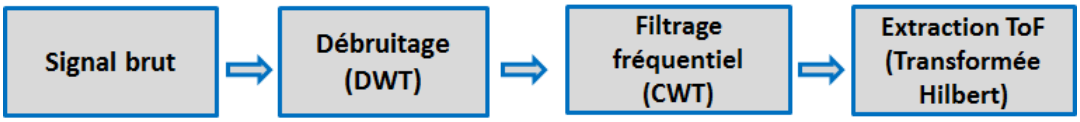


FIGURE 5.3 – Différentes épates d'extraction des ToF.

5.2.2.4 Estimation du profil de la vitesse de groupe

Comme nous l'avons précédemment mentionné, contrairement aux matériaux isotropes, la vitesse de groupe des ondes de Lamb dépend de la direction de propagation dans les matériaux anisotropes. La modélisation des ondes de Lamb dans ce type de matériau est généralement complexe, ce qui complique la résolution des équations (5.1) ou (5.3) pour la localisation. Lorsque le profil de la vitesse de groupe (vitesse de groupe en fonction de l'angle de propagation) est connu de manière exacte (courbes de dispersion), les inconnues dans ces équations sont uniquement les coordonnées du dommage. Par contre, dans une étude expérimentale où des incertitudes de mesure deviennent inévitables, l'estimation du profil de la vitesse de groupe devient un problème majeur, d'autant plus s'il s'agit de matériaux anisotropes. A partir des données de ToFs estimées sur les signaux diffractés par le dommage, le problème de localisation revient non seulement à estimer la position du dommage, mais aussi à estimer et à quantifier des incertitudes sur la vitesse de groupe. Cette dernière nécessite en général de faire des hypothèses sur le profil de la vitesse de groupe, en fonction du type de matériau qui est étudié.

Considérons une structure anisotrope équipée de N PZTs ($N = 9$, voir figure 5.4) tous pouvant agir comme capteurs où comme actionneurs. Lorsqu'un des PZTs agit comme actionneur, on a $N - 1$ « chemins » actionneur-capteur possibles (voir figure 5.4), conduisant à $N - 1$ équations (5.1) de localisation. Une solution unique de cet

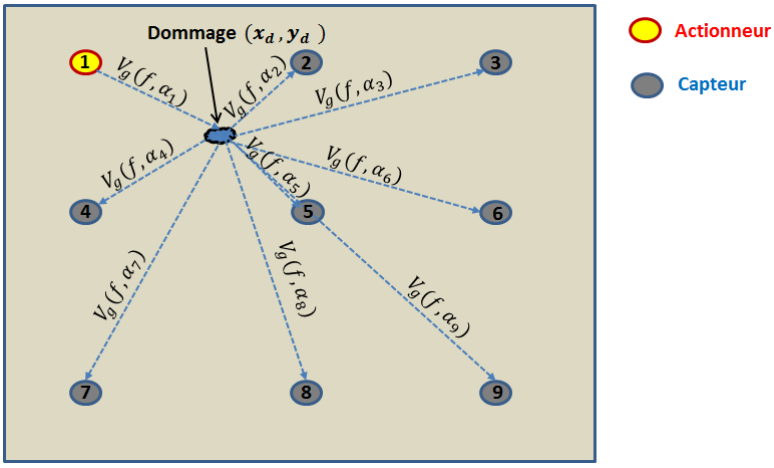


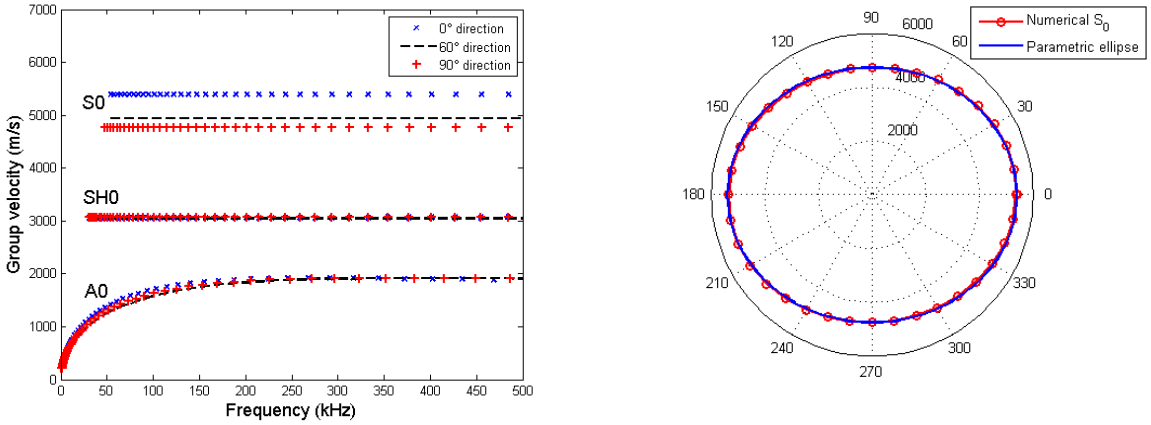
FIGURE 5.4 – Illustration du problème de localisation de dommage dans une plaque anisotrope.

ensemble d'équations non-linéaires ne peut être obtenue, car le nombre d'équations $(N-1)$ est inférieur au nombre d'inconnues $(N+2)$, qui sont : les coordonnées du dommage (x_d, y_d) et les N vitesses de groupes $V_g(f, \alpha_i)$ qui dépendent des N angles de propagation différents (voir figure 5.4). Il devient donc nécessaire de trouver des stratégies de réduction du nombre d'inconnues. Plusieurs techniques ont été proposées pour surmonter cette difficulté. Ces techniques se divisent globalement en deux groupes. Le premier groupe traite des stratégies, qui supposent connu la forme du profil de la vitesse de groupe (Coverley and Staszewski, 2003; Hajzargerbashi et al., 2011; Kundu et al., 2007). Le second groupe repose sur des stratégies basées sur la notion de cluster de capteurs (les capteurs sont regroupés par zone) où la connaissance du profil de la vitesse de groupe n'est pas nécessaire (Ciampa and Meo, 2010; Kundu et al., 2012). L'hypothèse sous-jacente de cette dernière stratégie est que les capteurs situés dans un même cluster ont la même vitesse de groupe.
Dans cette étude, nous avons suivi la stratégie qui suppose connue la forme profil de la vitesse de groupe afin de réduire le nombre d'inconnues dans les équations de localisation.

◇ Exemple de profil de vitesse de groupe dans un matériau anisotrope

Pour illustrer la notion de profil de vitesse de groupe, nous avons réalisé une simulation numérique pour le calcul des courbes de dispersion des ondes de Lamb dans un matériau composite monolithique anisotrope. Le matériau considéré est celui dont les propriétés mécaniques sont listées dans le tableau 3.2 (composite monolithique constitué de 4 plis décrits au chapitre 3). Le calcul des courbes de dispersion a été réalisé à l'aide de la toolbox SDTools en suivant la démarche décrite dans la section 2.6.5. Les calculs sont effectués dans le domaine basse fréquence ($<$ 500 kHz) où sont présents les trois premiers modes de propagation (flexion : A_0, cisaillement horizontal : SH_0 et traction/compression : S_0).

La figure 5.5a montre la vitesse de groupe en fonction de la fréquence dans 3 directions de propagation (0°, 60° et 90°) par rapport à l'axe principal du maté-



(a) Vitesse de groupe dans 3 directions de propagation.

(b) profil de la vitesse de groupe du mode S_0 à 150 kHz.

FIGURE 5.5 – profil de la vitesse de groupe pour un matériau anisotrope.

riau. On peut remarquer que le mode S_0 est raisonnablement non dispersif avec une plus grande vitesse de groupe. On observe aussi que ce mode exhibe une vitesse de groupe qui dépend de l'angle de propagation, contrairement aux deux autres modes. Sur la base de cette observation, on peut tracer le profil de la vitesse de groupe en fonction de l'angle de propagation pour une fréquence fixée. Ce profil est représenté dans un système coordonnées polaires sur la figure 5.5b (courbe rouge). Le mode correspondant est le mode S_0 à la fréquence 150 kHz. L'axe polaire représente l'angle de propagation par rapport à l'axe principal du matériau. On remarque effectivement une variation de la vitesse de groupe en fonction de l'angle dans ce matériau, faisant ainsi ressortir ses propriétés anisotropes. De plus ce profil décrit une courbe régulière. On peut alors construire un modèle mathématique analytique permettant de paramétrer cette courbe.

◇ Modèle paramétrique proposé pour le profil de la vitesse de groupe

Afin de paramétrer le profil de la vitesse de groupe du mode S_0 (figure 5.5b) en fonction de l'angle de propagation, l'expression paramétrique elliptique suivante est retenue :

$$V_g(a,b,\gamma) = \sqrt{V_{g_x}^2 + V_{g_y}^2} = \sqrt{[a\cos(\gamma)]^2 + [b\sin(\gamma)]^2} \tag{5.4}$$

où l'angle « physique » α (pour chaque chemin capteur actionneur, voir Figure 5.1a) est relié à l'angle paramétrique γ par l'expression :

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_{g_y}}{V_{g_x}}\right) = \arctan\left(\frac{b}{a}\tan(\gamma)\right) \tag{5.5}$$

soit,

$$\gamma = \arctan\left(\frac{a}{b}\tan(\alpha)\right) \tag{5.6}$$

où γ varie de 0 à 360°. a et b sont des paramètres pilotant la forme du profil : le grand axe et le petit axe. Considérant ce modèle paramétrique, l'estimation du profil de la vitesse de groupe revient alors à estimer les paramètres a et b, définissant la forme du profil. L'estimation de ces paramètres a été réalisée par la méthode des moindres carrés non linéaires, où les données d'entrée sont les vitesses de groupe numériques pour différentes valeurs d'angle discret (courbe rouge, Figure 5.5b). L'algorithme de Levenberg-Marquardt (LM) nous a permis de résoudre le problème de minimisation non linéaire[3]. C'est un algorithme couramment utilisé pour les problèmes de régression (Lourakis, 2005; Roweis, 1996) ; il peut être vu comme une combinaison de l'algorithme de Gauss-Newton et l'algorithme du gradient. Nous avons utilisé cet algorithme parce qu'il a l'avantage d'être plus stable que celui de Gauss-Newton et il trouve une solution même si le point de départ est très loin d'un minimum. Les détails de cet algorithme peuvent être retrouvés dans (Brown and Dennis Jr, 1971; Gavin, 2011; Moré, 1978; Yu and Wilamowski, 2011). L'estimation consiste à minimiser la fonction coût $J(a,b)$ comme suit :

$$(\widehat{a},\widehat{b}) = \underset{(a,b)\in\mathbb{R}^2}{\arg\min}\, J(a,b) \qquad \text{avec} \qquad J(a,b) = \sum_{i=1}^{N_{\text{trajets}}} \left[V_g(a,b,\gamma_i) - V_{g_{\text{exp}_i}}\right]^2 \tag{5.7}$$

N_{trajets} désigne le nombre total de trajets actionneur-capteurs possibles et $V_{g_{\text{exp}_i}}$ désigne la vitesse de groupe expérimentale estimée sur le trajet i. Les valeurs des paramètres a et b estimées par l'algorithme LM sont **5395.5** m/s et **4761.3** m/s respectivement. Le profil estimé sur la base de ces valeurs et du modèle (5.4) est tracé figure 5.5b (courbe bleu). On peut observer une bonne adéquation entre les données numériques et la forme paramétrique retenue pour ce matériau et pour la fréquence 150 kHz. L'avantage principal lié à l'utilisation de ce modèle est qu'il permet de réduire à seulement 2 le nombre de paramètres intervenant dans le profil de la vitesse de groupe, quel que soit le nombre de « trajets » actionneur-capteur considérés. En incluant ce modèle dans les équations (5.1) et (5.3) et tenant compte des représentations géométriques représentées sur les figures 5.1a et 5.2a, on obtient (où f désigne la fréquence centrale d'excitation) :

Méthode ToA ; Figure 5.1a

$$\begin{aligned} \alpha_a = \varphi + \alpha_1 \quad &\text{et} \quad V_g(f,\alpha_a) = V_g(f,\gamma_a), \quad \text{avec} \quad \gamma_a = \arctan\left(\frac{a}{b}\tan(\alpha_a)\right) \\ \alpha_c = \varphi + \pi - \alpha_2 \quad &\text{et} \quad V_g(f,\alpha_c) = V_g(f,\gamma_c), \quad \text{avec} \quad \gamma_c = \arctan\left(\frac{a}{b}\tan(\alpha_c)\right) \end{aligned} \tag{5.8}$$

Méthode TDoA ; Figure 5.2a

$$\begin{aligned} \alpha_{c_1} = \varphi + \pi - \alpha_2 \quad &\text{et} \quad V_g(f,\alpha_{c_1}) = V_g(f,\gamma_{c_1}), \quad \text{avec} \quad \gamma_{c_1} = \arctan\left(\frac{a}{b}\tan(\alpha_{c_1})\right) \\ \alpha_{c_2} = \varphi + \beta + \alpha_3 \quad &\text{et} \quad V_g(f,\alpha_{c_2}) = V_g(f,\gamma_{c_2}), \quad \text{avec} \quad \gamma_{c_2} = \arctan\left(\frac{a}{b}\tan(\alpha_{c_2})\right) \end{aligned} \tag{5.9}$$

3. Il est tout de même possible de linéariser l'équation 5.4 en prenant le carré de $V_g(a,b,\gamma)$ et en posant $v_x = V_{g_x}^2$ et $v_y = V_{g_y}^2$. Dans ce cas, les nouvelles inconnues deviennent v_x et v_y, et on passe d'un problème non-linéaire à un problème linéaire.

Avec ces différents modèles, on réduit ainsi à 4 (x_d, y_d, a, b) le nombre d'inconnues dans les équations de localisation, dans le cas où la vitesse de groupe des ondes ne serait pas connue.

◇ Validation expérimentale du profil de la vitesse de groupe

Le modèle paramétrique proposé ci-dessus a été validé expérimentalement pour les plaques composites monolithiques et sandwich décrites à la section 3.3.2. Les vitesses de groupe ont été calculées sur chaque chemin actionneur-capteur, en suivant la démarche décrite à la section 3.5.1.1. Cette démarche consiste à estimer le temps d'arrivée du premier paquet d'onde (en calculant son enveloppe par transformée de Hilbert) mesuré par chaque capteur et de calculer la vitesse de groupe sur le trajet $a - c$ correspondant par la formule :

$$V_g^{a-c} = \frac{d_{a-c}}{t_{a-c}} \tag{5.10}$$

où d_{a-c} est la distance entre l'actionneur et le capteur, et t_{a-c} le temps d'arrivée du premier paquet d'onde au capteur. En utilisant les 5 PZT tour à tour en tant que capteurs et actionneurs, on a au total $5 \times 4 = 20$ « chemins » actionneur-capteur possibles, et donc autant de valeurs de vitesse de groupe correspondant également à plusieurs angles de propagation.

Il est important de rappeler qu'avant d'estimer l'enveloppe du signal par transformée de Hilbert, une analyse temps-fréquence par transformée en ondelette continue (CWT) a été réalisée. Le choix de la forme de la fonction ondelette doit être en adéquation avec la structure du signal que l'on souhaite analyser. L'analyse CWT est réalisée en utilisant une ondelette « mère » de Gabor, qui a un noyau Gaussien modulé par une fonction sinusoïdale :

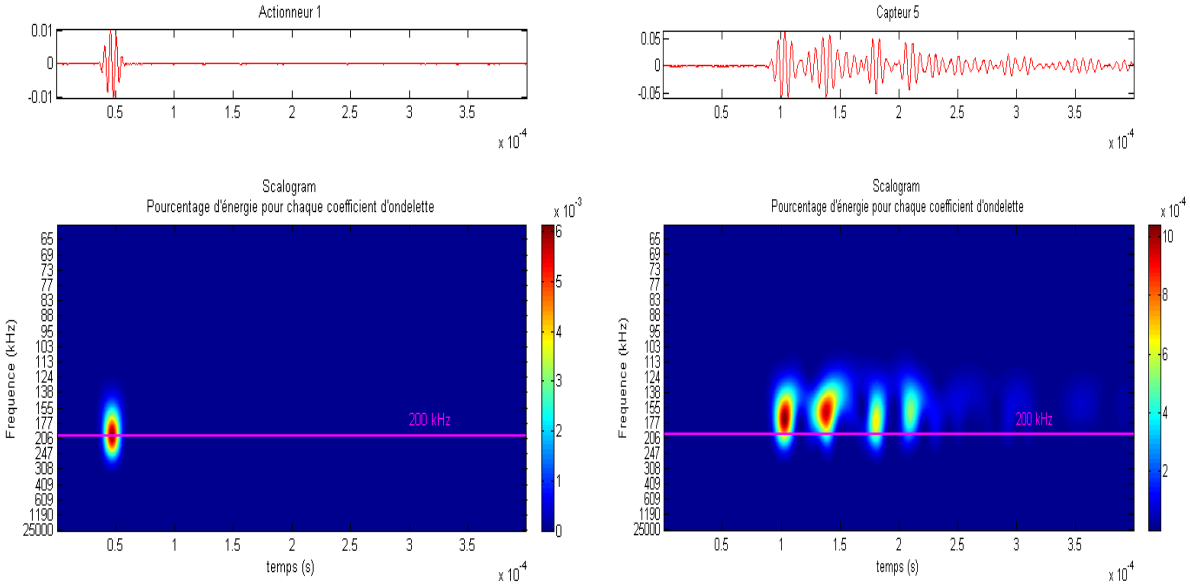
$$\psi(t) = \frac{1}{\sqrt{\sigma\sqrt{\pi}}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{t}{\sigma}\right)^2\right] \exp(2j\pi f_c) \tag{5.11}$$

où $j = \sqrt{-1}$, f_c représente la fréquence centrale, σ est la largeur de la Gaussienne, qui contrôle la forme de l'ondelette.
La densité d'énergie du signal dans le domaine temps-fréquence (appelé scalogramme) est exprimée comme le module au carré des coefficients CWT (cf section 2.8.1.3, équation (2.41)) :

$$\mathrm{SC}(a_0, b_0) = |\mathrm{CWT}(a_0, b_0)|^2 = \mathrm{CWT}(a_0, b_0)\mathrm{CWT}^*(a_0, b_0) \tag{5.12}$$

$()^*$ désigne le complexe conjugué, a_0 et b_0 sont des paramètres d'échelle et de temps respectivement qui définissent la transformation. La quantité $\mathrm{SC}(a_0, b_0)$ exprimée dans l'équation (5.12) révèle le contenu en énergie du signal. A chaque instant, la valeur maximale du coefficient de scalogramme avec la forte concentration d'énergie est obtenue à la fréquence instantanée, correspondant à la fréquence dominante dans le signal analysé (Mathworks, 2014).
L'analyse temps-fréquence permet ainsi d'extraire la composante du signal correspondant à la fréquence d'intérêt (ici la fréquence centrale d'excitation). En effet,

la figure 3.14b montre que le spectre du signal d'excitation contient également de l'énergie autour de la fréquence centrale. Par conséquent, le signal d'excitation, bien qu'ayant une fréquence centrale dominante, excite aussi des fréquences voisines (bande étroite). De plus le signal mesuré est non stationnaire. Pour calculer la vitesse de groupe (à partir des signaux mesurés) correspondant à la fréquence centrale, il faudrait tout d'abord isoler cette composante fréquentielle du signal ; ceci est réalisé par CWT, où nous avons choisi une ondelette « mère » de type Gabor, car elle a une forme semblable à celle du signal d'excitation.



(a) Analyse CWT : actionneur 1

(b) Analyse CWT : capteur 5

FIGURE 5.6 – Analyse CWT plaque époxy monolithique, « trajet » PZT 1-PZT 5, fréquence d'excitation 200 kHz.

La figure 5.6 montre la répartition de l'énergie des coefficients d'ondelette de l'analyse CWT des signaux mesurés lorsque le PZT 1 agit comme actionneur, le PZT 5 agissant comme capteur. La plaque considérée est la plaque époxy monolithique saine (Tableau 3.1) et la fréquence d'excitation est de 200 kHz. La ligne horizontale rose représente le coefficient d'ondelette associé à la fréquence centrale d'excitation (200 kHz). Les zones rouges représentent les zones de maximum d'énergie, tandis que les zones bleues représentent les zones où l'énergie est minimale. On observe que même si le signal d'excitation (actionneur 1, Figure 5.6a) a plus d'énergie à cette fréquence centrale, il n'en est pas de même pour le signal mesuré au capteur 5 (Figure 5.6b). En effet, la figure 5.6b montre que le spectre de l'énergie du signal mesuré par le capteur 5 n'a pas sa valeur maximale à la fréquence centrale. Ceci est dû à la nature dispersive des ondes de Lamb et du fait que la forme de l'onde change lorsqu'elle se propage (Xu, Yu and Giurgiutiu, 2009*b*). Il est donc nécessaire de filtrer la composante fréquentielle associée à la fréquence centrale avant de calculer la vitesse de groupe, de telle sorte que cette vitesse soit bien associée à la fréquence d'intérêt. La figure 5.7 montre le signal mesuré sur la plaque monolithique à 200 kHz, par le PZT 5 lorsque le PZT 1 agit en actionneur, avant et après filtrage par

ondelette.

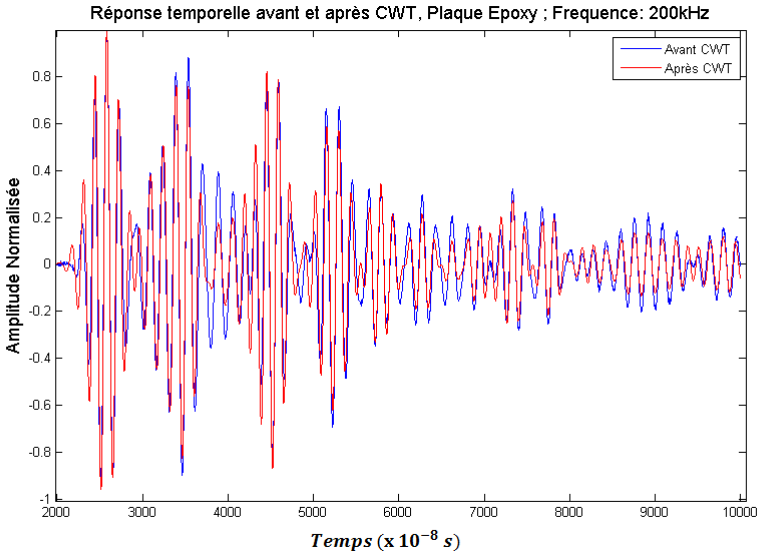


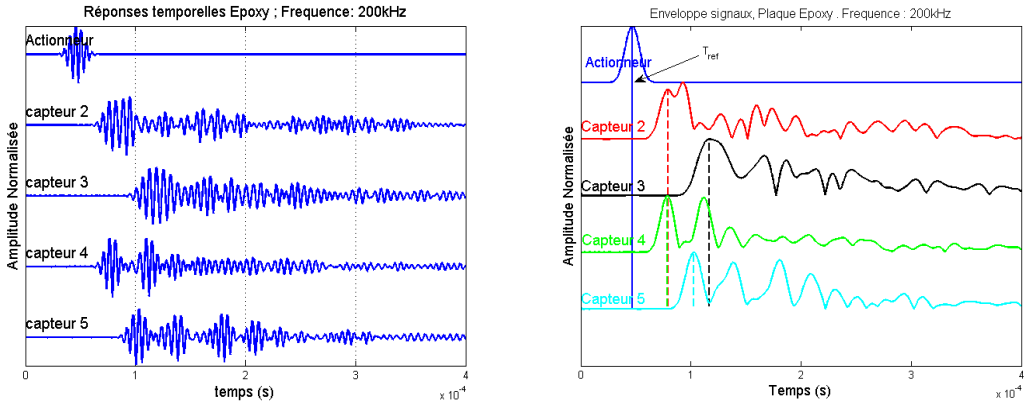
FIGURE 5.7 – Comparaison des signaux mesurés avant et après filtrage : plaque monolithique, actionneur 1, capteur 5, fréquence 200 kHz (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1).

On observe bien une différence entre les signaux avant et après filtrage. Le signal avant filtrage correspond à la réponse mesurée par le capteur suite à une excitation bande étroite, dont la fréquence centrale correspond à 200 kHz. Le signal après filtrage correspond au coefficient d'ondelette (obtenu après décomposition CWT) associé à la fréquence de 200 kHz. C'est ce signal qui est utilisé pour le calcul de la vitesse de groupe à cette fréquence.
Après filtrage CWT, on peut extraire l'enveloppe du signal par transformée de Hilbert et ainsi estimer les temps d'arrivée de l'onde aux différents capteurs. La figure 5.8a montre les signaux mesurés et filtrés lorsque le PZT 1 agit comme actionneur et les autres comme capteurs. Les temps d'arrivée du premier paquet d'onde pour chaque capteur sont représentés par les lignes verticales en pointillé sur la figure 5.8b. Les valeurs correspondantes sont listées dans le tableau 5.1. L'origine temporelle pour le calcul de ces temps d'arrivée est l'instant du maximum d'amplitude de l'excitation, désigné par T_{ref} sur la figure.

TABLE 5.1 – Valeurs estimées des temps d'arrivée du premier paquet d'onde aux capteurs 2, 3, 4 et 5 : plaque époxy monolithique, fréquence 200 kHz.

Capteurs	2	3	4	5
t_{a-c} (μs)	32.27	70.19	31.92	55.91

Connaissant ces temps d'arrivée, on peut calculer les vitesses de groupe des ondes en utilisant l'équation (5.10). Ce calcul est réalisé pour la plaque époxy monolithique à la fréquence $f_{\text{exc}} = 200$ kHz, et pour la plaque sandwich (Voir Tableaux 3.4 et 3.5) à la fréquence $f_{\text{exc}} = 100$ kHz. Les résultats sont présentés sur la figure 5.9 (points

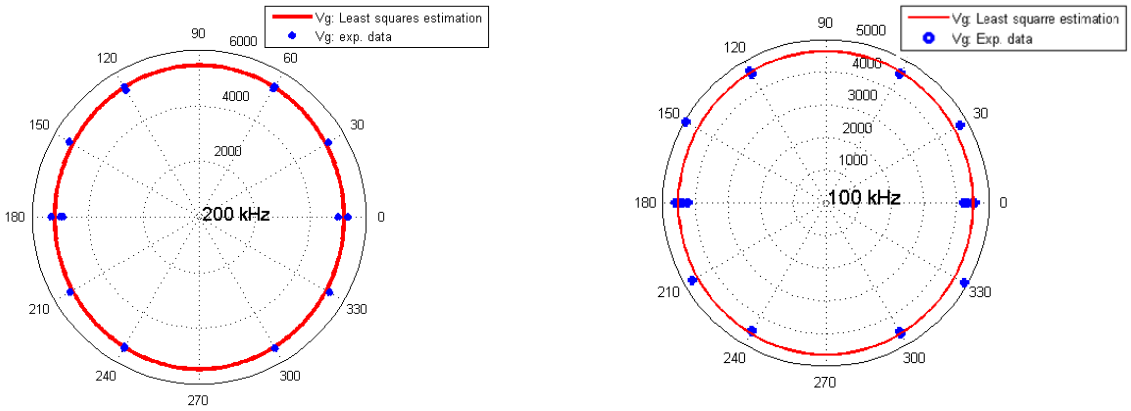


(a) Signaux mesurés et filtrés CWT, plaque époxy monolithique, fréquence 200 kHz.

(b) Enveloppe des signaux obtenus par transformée de Hilbert et temps d'arrivée des premiers paquets d'onde.

FIGURE 5.8 – Estimation des temps d'arrivée des premiers paquets d'onde pour le calcul de la vitesse de groupe : plaque monolithique ((les amplitudes des signaux et leurs enveloppes ont été normalisées à 1)).

bleus) pour ces deux plaques. Le profil de la vitesse de groupe est estimé par la méthode des moindres carrés non linéaires comme précédemment, en utilisant le modèle paramétrique que nous avons proposé (équation (5.4)). Les profils estimés sont représentés par les courbes rouges sur les figures 5.9a et 5.9b pour les plaques époxy monolithiques et sandwich respectivement, où les valeurs des paramètres a et b estimés sont listées dans le tableau 5.2. Comme dans l'exemple numérique précédent, on observe un bon ajustement entre les données expérimentales et l'estimation par moindres carrés. Ce résultat nous conduit à valider notre modèle de profil de la vitesse de groupe pour les matériaux étudiés.



(a) profil de la vitesse de groupe à 200 kHz : plaque époxy monolithique.

(b) profil de la vitesse de groupe à 100 kHz : plaque sandwich.

FIGURE 5.9 – Profil de la vitesse de groupe obtenue à l'aide des signaux mesurés.

TABLE 5.2 – Valeurs des paramètres a et b estimés par moindres carrés.

Plaques	a (m/s)	b (m/s)
Epoxy Monolithique	**5214.4**	**5472.6**
Sandwich	**4518.3**	**4653.8**

5.2.3 Localisation d'endommagements

Comme nous l'avons mentionné plus haut, il est nécessaire de construire un modèle de la vitesse de groupe afin de réduire le nombre d'inconnues dans les équations de localisation. Nous avons proposé et validé un modèle paramétrique simple compatible avec les propriétés d'anisotropie des matériaux que nous étudions. Afin de réaliser la localisation du dommage, le signal diffracté par le dommage (signal de différence entre l'état sain et endommagé) est analysé par une transformée en ondelette CWT pour le filtrage fréquentiel. L'enveloppe de ce signal filtré est extraite, permettant ainsi de calculer le temps de vol de l'onde diffractée par le dommage. Ce temps de vol est calculé par la même approche que le temps d'arrivée t_{a-c} discutée précédemment. Étant donnés le profil de vitesse de groupe et les temps de vol, on peut estimer la position du dommage. La figure 5.10 montre l'organigramme récapitulant la démarche de localisation, lorsque la vitesse de groupe ne peut être estimée qu'à partir des signaux.

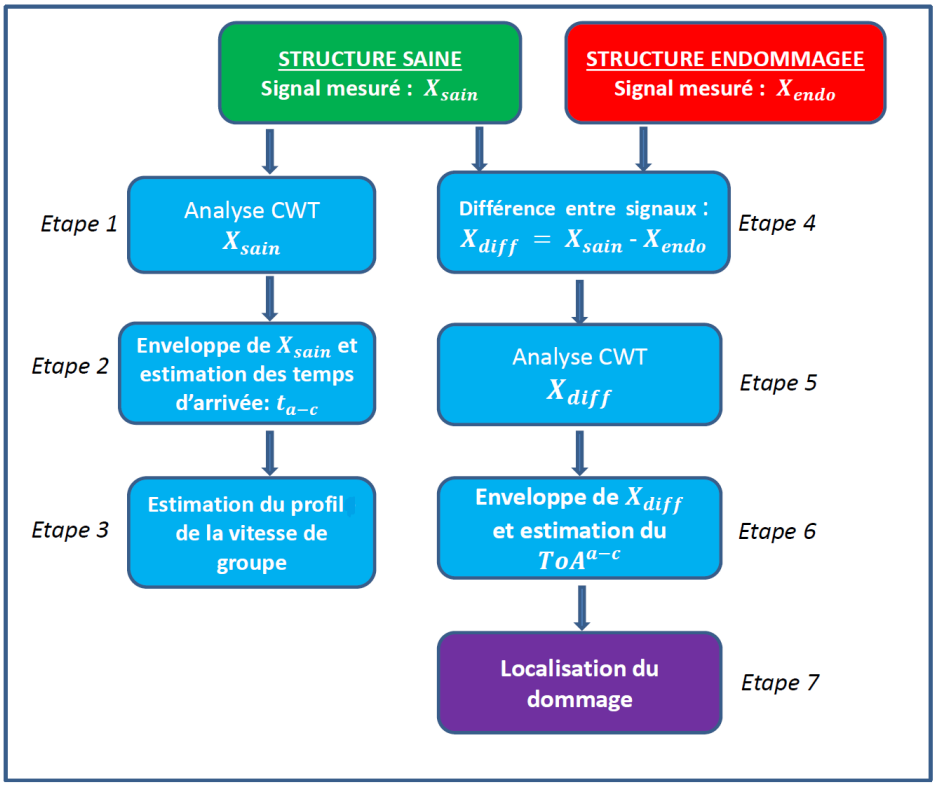


FIGURE 5.10 – Organigramme de la démarche de localisation d'endommagements.

5.2.3.1 Étude numérique

La validation numérique de la démarche de localisation de dommage déterministe est réalisée pour le modèle de plaque composite monolithique construit par modélisation éléments finis, décrit dans la section 3.5.2. La plaque est équipée de 5 PZTs pouvant agir chacun à la fois comme actionneur et comme capteur. Cette plaque comporte un dommage, modélisé par une baisse locale de la rigidité de 5% sur une surface circulaire de 20 mm de diamètre, dont les coordonnées sont (300,160) mm. La fréquence du signal d'excitation (équation 3.1) est de 150 kHz. Le calcul de la réponse temporelle à l'excitation est réalisé à l'aide du logiciel SDTools, en utilisant un schéma de Newmark explicite. L'intervalle de temps pour la simulation est de [0 0.6] ms. Le pas de temps est de 0.3 μs, et le nombre de points est égal à 2000. Dans cet exemple numérique, le profil de la vitesse de groupe peut être obtenu numériquement à partir des courbes de dispersion. Dans ce cas, seules les étapes de traitement de signal pour l'extraction des temps de vol de la différence des signaux sont réalisées (étapes 4 à 7, Figure 5.10). La figure 5.11 montre les réponses temporelles brutes calculées lorsque le PZT 4 agit comme actionneur. La différence des réponses temporelles brutes, entre les états sain et endommagé, sont filtrés en fréquence à l'aide une transformée en ondelette continue en utilisant une fonction de Gabor comme ondelette « mère » . A partir de ces signaux filtrés, on extrait leurs enveloppes par transformée de Hilbert, permettant ainsi d'estimer les temps de vol des ondes diffractés par le dommage (différence des signaux). Les figures 5.12a et 5.12b montrent ces signaux de différence filtrés à 150 kHz et les enveloppes correspondantes lorsque le PZT 4 agit comme actionneur. Les temps de vol entre l'actionneur et les capteurs sont représentés par les lignes verticales pointillées. L'instant de référence pour le calcul de ces temps de vol est désigné par $\mathrm{T_{ref}} = 1.68\mu s$. Pour le capteur 1 par exemple, le temps de vol (ToF) est calculé comme :

$$\mathrm{ToF}_1 = \mathrm{ToA}_1 - \mathrm{T_{ref}} = 107.10 - 1.68 = 90.3\ \mu s$$

Les ToFs des autres capteurs sont calculés et listés dans la tableau 5.3.

TABLE 5.3 – Temps de vol estimés pour chacun des chemins actionneur-capteurs : actionneur PZT 4.

« trajets »	Act-Capt 1	Act-Capt 2	Act-Capt 3	Act-Capt 5
ToF(μs)	90.30	41.40	60.30	51.30

Connaissant le profil de la vitesse de groupe (voir Figure 5.5b) et les temps de vols estimés sur tous les chemins possibles actionneurs-capteurs (en permutant les rôles de tous les PZTs de telle sorte qu'ils agissent tour à tour comme capteurs et comme actionneurs), on peut construire une zone possible de présence du dommage. Cette zone est construite de manière à obtenir une imagerie de la zone du dommage. La procédure consiste à discrétiser la plaque en petits éléments rectangulaires. Chacun des éléments est considéré comme étant une position possible du dommage. Les ToA et TDoA théoriques sont ensuite calculés en chaque point de coordonnées (x, y), associés aux coordonnées du centre de l'élément, en utilisant les modèles données par les équations (5.1) et (5.3). Cette procédure est répétée pour tous les éléments

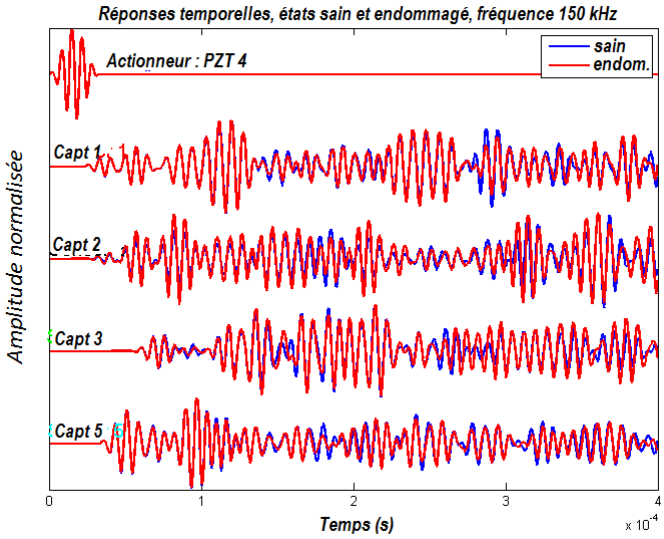
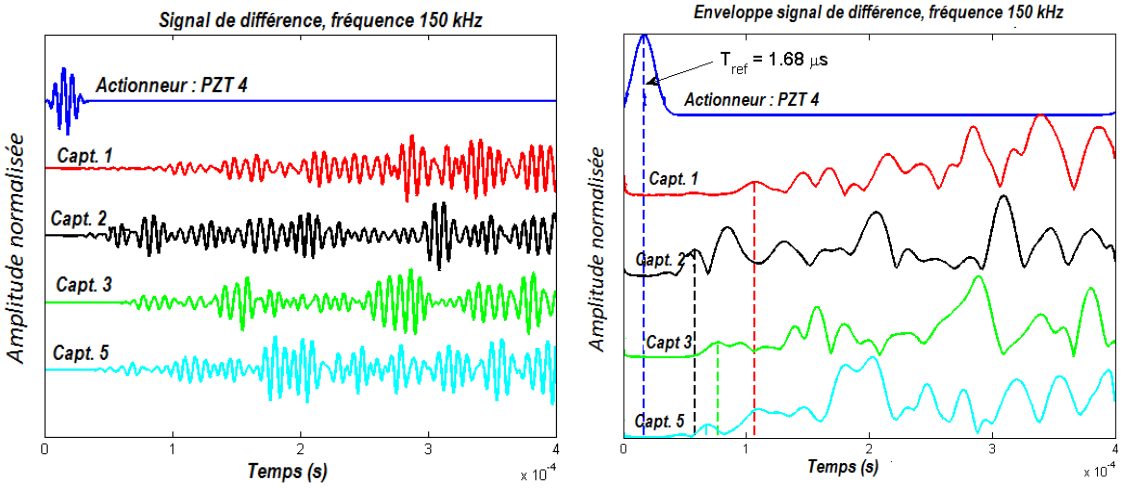


FIGURE 5.11 – Réponses temporelles aux capteurs 1,2,3,5 lorsque le PZT 4 agit comme actionneur. Fréquence d'excitation 150 kHz : étude numérique.



(a) Signal diffracté par le dommage (différence états sain - endommagé).

(b) Enveloppes correspondantes obtenues par transformée de Hilbert.

FIGURE 5.12 – Signaux diffractés par le dommage et enveloppes correspondantes : fréquence 150 kHz, actionneur PZT 4, étude numérique.

et tous les « trajets » possibles actionneur-capteur, et une imagerie de la zone du dommage $P(x, y)$ en chacun des éléments est obtenue en comparant les ToA (ou TDoA) théoriques (notés $\mathrm{ToA}^{\mathrm{TH}}$ ou $\mathrm{TDoA}^{\mathrm{TH}}$) avec les ToA (ou TDoA) estimés à partir des signaux (notés $\mathrm{ToA}^{\mathrm{XP}}$ ou $\mathrm{TDoA}^{\mathrm{XP}}$). Les expressions des fonctions définissant l'imagerie de la zone du dommage en chacun des centres d'éléments (x, y) sont

données par :

$$P_{\mathrm{ToA}}(x,y) = \sum_{i=1}^{N} \sum_{\substack{j=1 \\ j\neq i}}^{N} \exp\left[-\frac{|\mathrm{ToA}_{ij}^{\mathrm{TH}}(x,y) - \mathrm{ToA}_{ij}^{\mathrm{XP}}|}{\tau_0}\right] \tag{5.13}$$

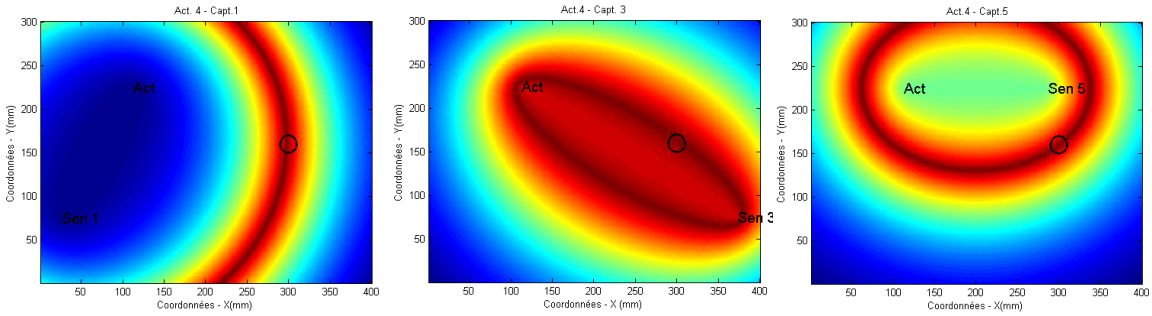
$$(x_d, y_d) = \arg\max P_{\mathrm{ToA}}(x,y)$$

$$P_{\mathrm{TDoA}}(x,y) = \sum_{i=1}^{N} \sum_{\substack{j=1 \\ i\neq j}}^{N} \sum_{\substack{k=1 \\ i\neq j\neq k}}^{N} \exp\left[-\frac{|\mathrm{TDoA}_{ijk}^{\mathrm{TH}}(x,y) - \mathrm{TDoA}_{ijk}^{\mathrm{XP}}|}{\tau_0}\right] \tag{5.14}$$

$$(x_d, y_d) = \arg\max P_{\mathrm{TDoA}}(x,y)$$

$\mathrm{ToA}_{ij}^{\mathrm{XP}}$ représente les ToA estimés à l'aide des signaux lorsque le PZT i agit comme actionneur, le PZT j agissant comme capteur. $\mathrm{TDoA}_{ijk}^{\mathrm{XP}}$ représente les TDoA estimés à l'aide des signaux lorsque le PZT i agit comme actionneur, les PZTs j et k agissant comme capteurs. N est le nombre total de PZTs sur la plaque. La somme est réalisée sur tous les chemins actionneurs-capteurs possibles afin de regrouper autant d'information que possible des signaux mesurés de toutes les combinaisons possibles actionneur-capteur. Dans les équations (5.13) et (5.14), τ_0 est un facteur de décroissance. Il joue le rôle d'un taux de décroissance d'une fonction exponentielle de fenêtrage appliquée aux signaux afin d'atténuer les paquets d'ondes secondaires provenant de la réflexion des ondes sur les bords de la plaque. En d'autres termes, ce paramètre permet d'isoler le premier paquet d'onde pour la localisation. Sa valeur est fixée à 5 μs dans toute la suite. Cette valeur a été optimisée afin de réduire les « artefacts » dans les images de localisation. La zone de présence du dommage est donnée par les valeurs de (x, y) pour lesquelles $P_{\mathrm{ToA}}(x,y)$ (ou $P_{\mathrm{TDoA}}(x,y)$) est maximale (écart minimum entre les temps de vol théoriques et expérimentaux). Afin de souligner la nécessité de tenir compte de l'anisotropie, la localisation est effectuée en utilisant d'une part le profil de vitesse de groupe que nous avons proposé et d'autre part un modèle de vitesse isotrope qui suppose que les vitesses dans toutes les directions de propagation sont les mêmes et égales à la valeur moyenne des vitesses suivant toutes les directions.

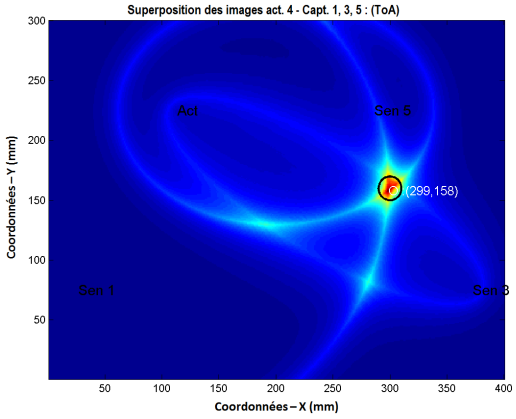
Les figures 5.13a-5.13c, 5.13d, 5.14a et 5.14b montrent les résultats de localisation pour la méthode ToA et la méthode TDoA en prenant en compte l'anisotropie. Le pas de discrétisation pour le calcul des isovaleurs $P(x, y)$ est de 1 mm suivant x et 1 mm suivant y. Les zones rouges indiquent les zones où $P(x, y)$ est maximale, tandis que les zones bleues indiquent les zones où $P(x, y)$ est minimale. Seuls quelques « trajets » actionneur-capteurs sont considérées ici, afin d'illustrer la stratégie de localisation utilisée dans ce travail. Les figures 5.13a-5.13c montrent les ellipses individuelles obtenues pour chacun des « trajets » actionneur-capteurs. La figure 5.13d présente les résultats de localisation « partielle » obtenues en effectuant une sommation des valeurs $P(x, y)$ pour chacun des « trajets » actionneur-capteur (valeurs représentées sur les figures 5.13a-5.13c). Un résultat similaire pour la méthode TDoA est montré sur les figures 5.14a et 5.14b. Afin de collecter le maximum d'informations sur tous



(a) Lieu géométrique définissant la zone du dommage, « trajets » act.4-capt.1

(b) Lieu géométrique définissant la zone du dommage, « trajets » act.4-capt.3

(c) Lieu géométrique définissant la zone du dommage, « trajets » act.4-capt.5



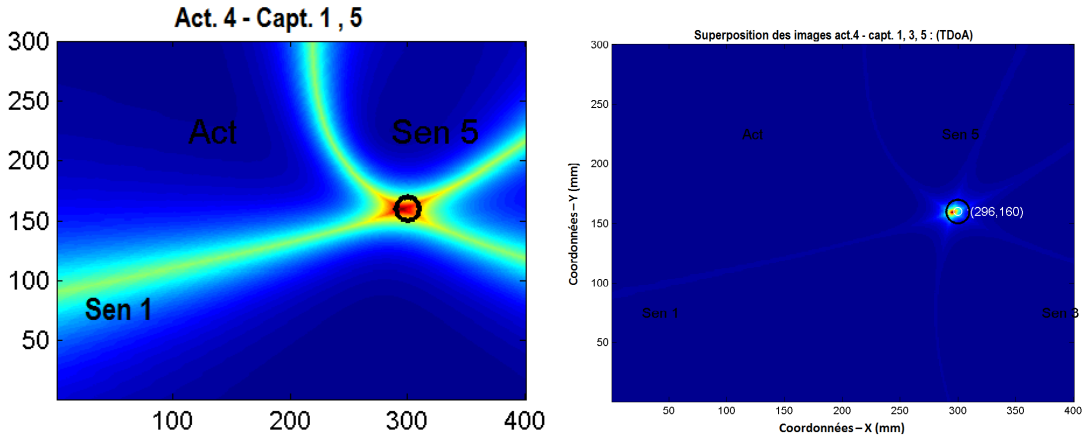
(d) Image de la somme des $P(x, y)$ (figure 5.13a-5.13c) pour les « trajets » act.4-capt.1,3,5 : méthode ToA, profil anisotrope.

FIGURE 5.13 – Illustration de la stratégie de localisation de dommage : méthode ToA, profil anisotrope.

les « trajets » possibles actionneurs-capteurs, une somme de toutes les valeurs $P(x, y)$ de localisation « partielle » obtenues sur tous ces « trajets » est réalisée. La valeur ainsi obtenue peut être représentée en 2D (image). Cette image fournit la zone à forte probabilité de présence du dommage. Ce résultat est présenté sur la figure 5.15 pour la méthode ToA et la méthode TDoA en prenant en compte ou non l'anisotropie et en sommant sur tous les « trajets » possibles actionneurs-capteurs. Le cercle noir représente la position réelle du dommage et le cercle blanc la position estimée.

Afin de quantifier la précision sur la localisation, nous avons défini un critère de comparaison entre les résultats en prenant en compte ou non l'anisotropie. Le critère utilisé est la différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour chacune des configurations. Les résultats sont représentés dans le tableau 5.4.

De la figure 5.15 et du tableau 5.4, on observe que les deux méthodes (ToA, TDoA) conduisent à des résultats de localisation acceptables, avec légèrement plus de précision pour la méthode ToA dans cet exemple. D'autre part, on remarque que le fait de prendre en compte l'anisotropie du matériau dans le modèle de vitesse de groupe permet d'augmenter considérablement la précision sur la localisation et de la même façon conduit à une réduction nette des artefacts.



(a) Lieu géométrique définissant la zone du dommage pour les « trajets » act. 4 - capt. 1,5 : méthode TDoA, profil anisotrope.

(b) Somme partielle des images de localisation, act.4 capts. 1, 3, 5 : méthode TDoA, profil anisotrope.

FIGURE 5.14 – Illustration de la stratégie de localisation de dommage : méthode TDoA, profil anisotrope.

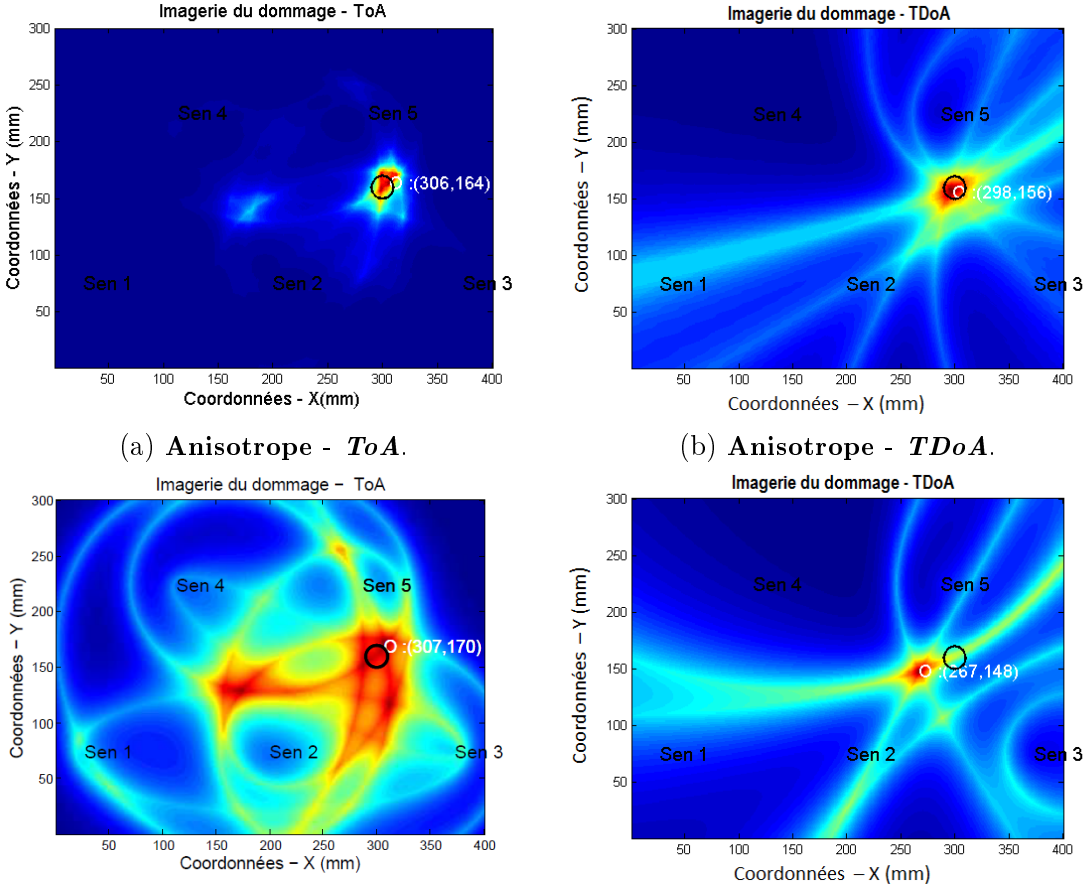
TABLE 5.4 – Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différentes configurations : position réelle (300,160) mm.

	profil anisotrope				profil isotrope			
	ToA		*TDoA*		*ToA*		*TDoA*	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Estimation (mm)	299	159	295	159	272	165	279	149
Erreur (mm)	1	1	5	1	28	−5	21	11

5.2.3.2 Étude expérimentale

L'analyse expérimentale a été réalisée sur les plaques composites (époxy monolithique et sandwich avec un cœur en nid d'abeille) décrites au chapitre 3 (Section 3.3.2). Les dommages considérés sont des impacts de différentes tailles et les défauts (délaminage, décollement) décrits dans le tableau 3.9. Les fréquences centrales d'excitation sont de 200 kHz pour les plaques monolithiques et de 100 kHz pour les plaques sandwich. Après la phase d'acquisition des signaux, l'étape de débruitage et de filtrage fréquentiel est réalisée comme décrit plus haut. Les profils des vitesses de groupe sont alors calculés aux fréquences d'intérêt. Ces profils sont représentés sur les figures 5.9a et 5.9b pour les plaques époxy monolithique et sandwich respectivement. Les temps de vol utilisés pour la localisation des dommages sont estimés à partir de l'enveloppe du signal diffracté par le dommage, issu de la différence entre les états sain et endommagé. La figure 5.16a montre les signaux diffractés par le dommage (impact de 14 mm - plaque 6B) sur la plaque monolithique lorsque le PZT 3 agit comme actionneur. Les enveloppes des signaux sont extraites par transformée de Hilbert et représentées sur la figure 5.16b. Les temps de vol estimés sont listés dans le tableau 5.5.

A cause de la forme quasi-isotrope du profil de la vitesse de groupe dans les



(a) **Anisotrope - *ToA*.**

(b) **Anisotrope - *TDoA*.**

(c) **Isotrope - *ToA*.**

(d) **Isotrope - *TDoA*.**

FIGURE 5.15 – Résultats de localisation de dommages - étude numérique - : (a) méthode ToA en utilisant le profil anisotrope proposé pour la vitesse de groupe, (b) méthode TDoA en utilisant le profil anisotrope proposé pour la vitesse de groupe, (c) méthode ToA, modèle isotrope pour la vitesse de groupe et (d) méthode TDoA, modèle isotrope pour la vitesse de groupe.

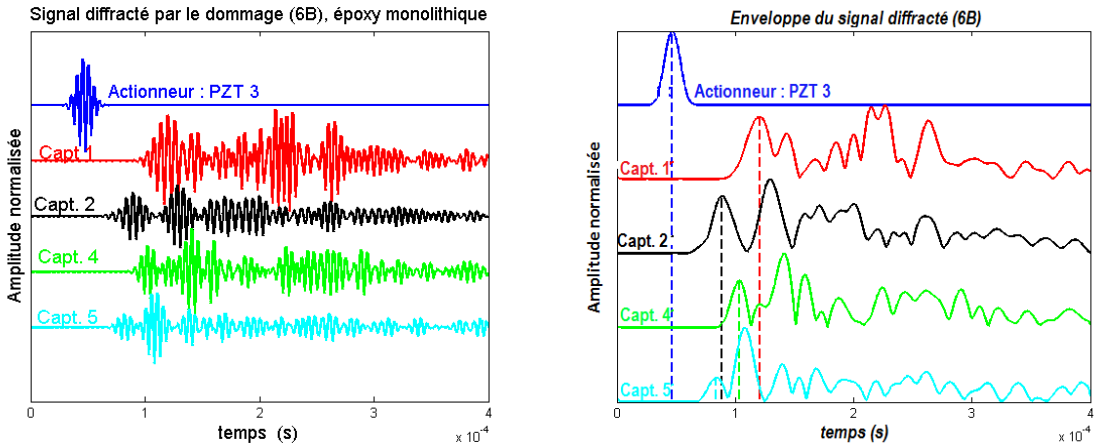
TABLE 5.5 – Temps de vol estimés pour chacun des chemins actionneur-capteurs : actionneur PZT 3, plaque époxy monolithique, dommage : impact 14 mm.

« trajets »	Act-Capt 1	Act-Capt 2	Act-Capt 4	Act-Capt 5
ToF(μs)	73.68	41.92	56.52	37.32

plaques monolithiques et sandwich, la localisation des dommages est réalisée uniquement dans ce cas de quasi-isotropie (sans comparaison au cas isotrope), en utilisant les profils de vitesse présentés aux figures 5.9a et 5.9b. Les fonctions définissant l'imagerie de la zone du dommage en chacun des centres d'éléments (x, y) sont données par les équations (5.13) et (5.14) comme dans l'étude numérique. Comme précédemment le pas de discrétisation est de 1 mm suivant x et 1 mm suivant y.

◇ Plaques époxy monolithiques

Les figures 5.17-5.20 montrent les résultats de localisation des dommages (plaques

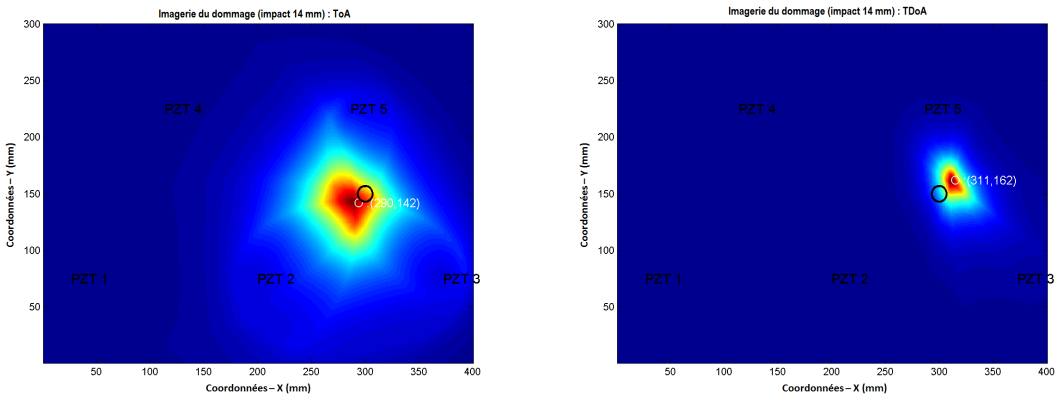


(a) Signal diffracté par le dommage (impact de 14 mm - plaque 6B), plaque epoxy monolithique.

(b) Enveloppes correspondantes obtenues par transformée de Hilbert et représentation des temps de vol.

FIGURE 5.16 – Signaux diffractés par le dommage (impact de 14 mm - plaque 6B) et enveloppes correspondantes : fréquence 200 kHz, actionneur PZT 3, étude expérimentale.

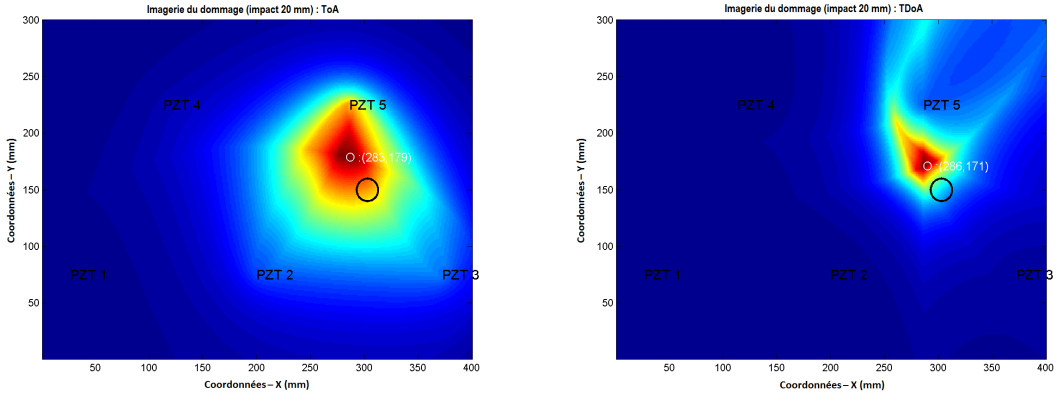
monolithiques tableau 3.9) pour les deux méthodes ToA et TDoA après sommation sur tous les « trajets » possibles actionneurs-capteurs. On observe globalement une bonne localisation pour tous les dommages considérés. Le tableau 5.6 liste l'erreur de localisation (écart entre la position réelle et la position estimée) pour chacun des dommages et pour chacune des méthodes. On peut remarquer d'une part que cette erreur est inférieure à 3 cm quels que soient les dommages et la méthode de localisation. D'autre part il ressort que la méthodes ToA semble plus précise que celle TDoA, du fait qu'elle conduit à des erreurs relativement plus faibles.



(a) ***ToA***

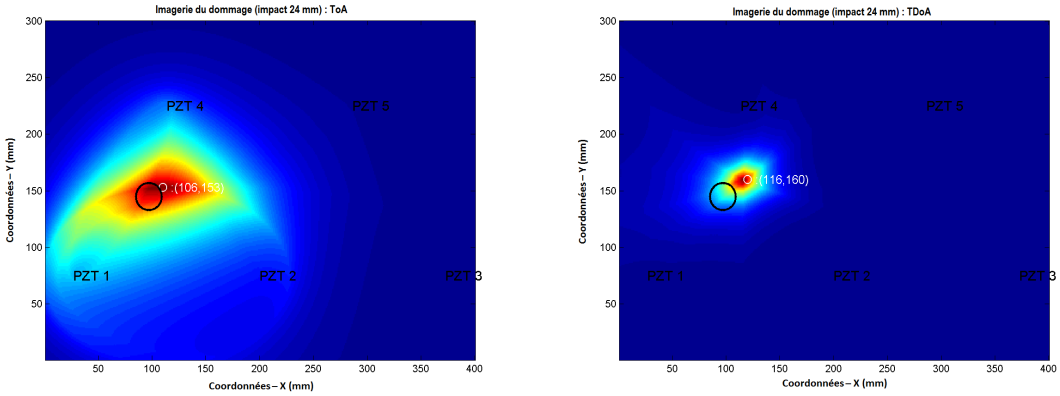
(b) ***TDoA***

FIGURE 5.17 – Résultats de localisation du dommage 6B (impact de 14 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.18 – Résultats de localisation du dommage 6C (impact de 20 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.

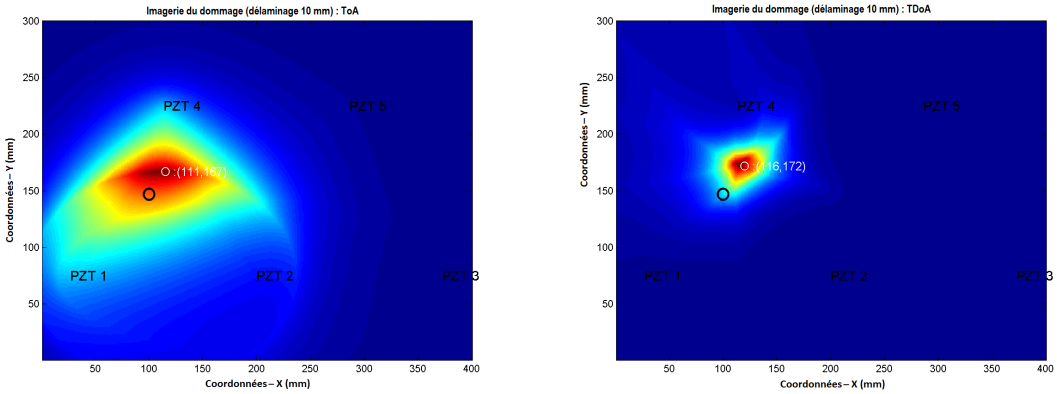


(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.19 – Résultats de localisation du dommage 6D (impact de 24 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.

◇ Plaques sandwich

Les figures montrent les résultats de localisation des dommages (plaques sandwich tableau 3.9) pour les deux méthodes ToA et TDoA après sommation sur tous les « trajets » possibles actionneurs-capteurs. Comparées aux cas des plaques monolithiques, les erreurs de localisation sont plus importantes pour les plaques sandwich, comparativement aux plaques monolithiques, comme le montre le tableau 5.7. Ceci peut être dû à la complexité de la physique de propagation des ondes de Lamb dans ce type de structure. La difficulté de compréhension précise des phénomènes de restitution et de propagation de l'énergie dans les alvéoles du nid d'abeille reste un handicap majeur. Cependant, les résultats de localisation de dommages dans ces structures ne sont pas totalement aberrants, malgré les difficultés de compréhension auxquelles on est confronté. On observe des résultats de localisation relativement intéressants pour certains dommages, et pour les plus mauvais, l'erreur de localisation maximale reste tout de même inférieure à 5 cm.



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

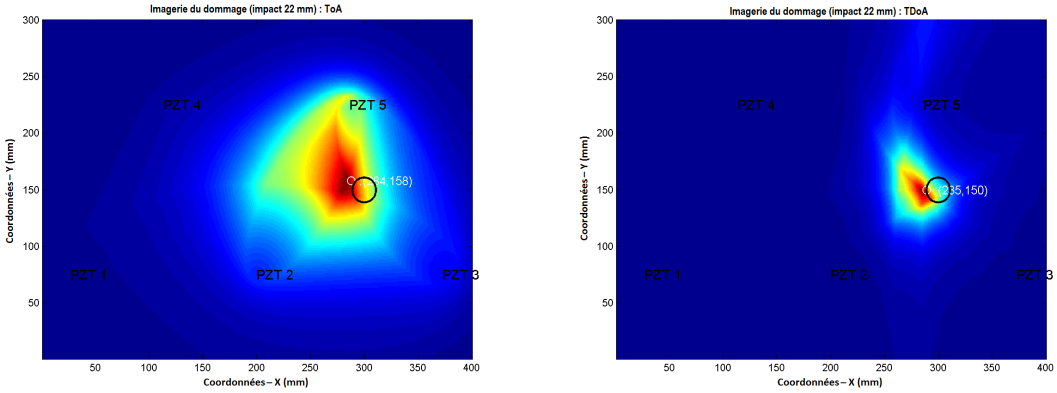
FIGURE 5.20 – Résultats de localisation du dommage 7A (délaminage de 10 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.

TABLE 5.6 – Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différents dommages : plaque monolithique, étude expérimentale.

Dommages	6B : impact 14 mm				6C : impact 20 mm			
	ToA		*TDoA*		*ToA*		*TDoA*	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Coord. réelles (mm)	300	150	300	150	303	150	303	150
Estimation (mm)	290	142	311	162	283	179	286	171
Erreur (mm)	10	8	−11	−12	20	−29	17	−21
Dommages	6D : impact 24 mm				7A : délaminage 10 mm			
	ToA		*TDoA*		*ToA*		*TDoA*	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Coord. réelles (mm)	97	145	97	145	100	147	100	147
Estimation (mm)	106	153	116	160	111	167	116	172
Erreur (mm)	−9	−8	−19	−15	−11	−20	−16	−25

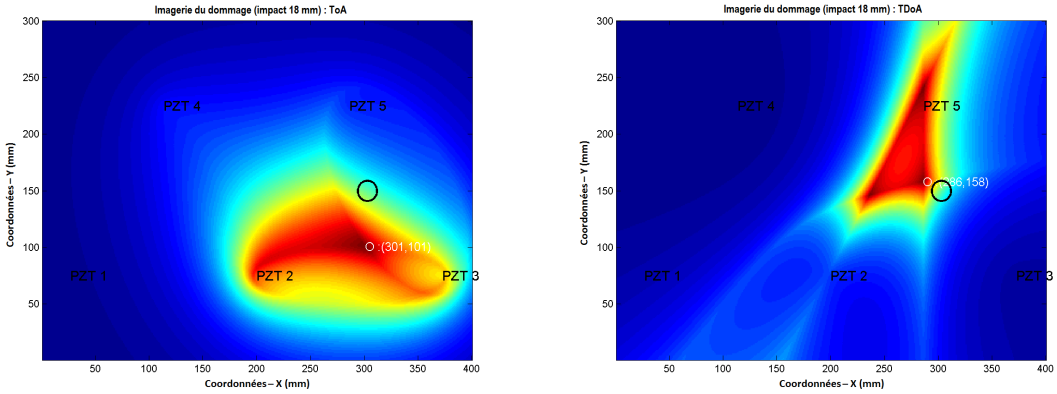
5.2.3.3 Commentaires

Les résultats de localisation de dommages présentés dans ces études numériques et expérimentales montrent que la démarche de localisation déterministe proposée conduit à des estimations non aberrantes de la position des dommages. Les erreurs de localisation sont relativement faibles, même si pour certaines configurations de dommages on a plus de bruit de fond et donc plus d'artefacts dans les imageries de la zone de dommage. Ces imprécisions peuvent être liées à diverses sources d'incertitudes notamment à la technique d'estimation des temps de vol, de la vitesse de groupe des ondes (qui dépend des incertitudes sur les propriétés matériaux de la structure) ou alors le modèle de localisation utilisé. De plus (Niri and Salamone, 2012) ont souligné le fait que même en employant une CWT pour le filtrage fréquentiel, qui a une bonne résolution dans le domaine temporel et dans le domaine fréquentiel des incertitudes systématiques peuvent exister en raison du principe d'incertitude de Heisenberg. D'autre part, l'étude numérique a montré que le fait de prendre en



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

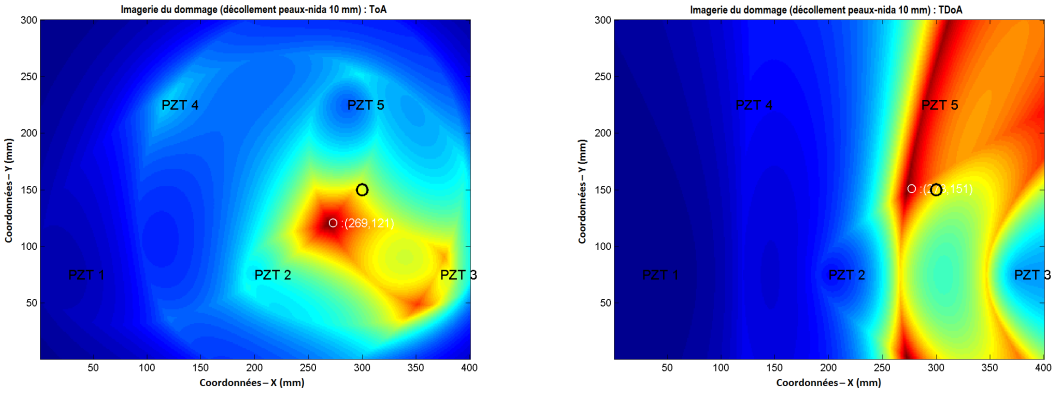
FIGURE 5.21 – Résultats de localisation du dommage 8B (impact de 22 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.22 – Résultats de localisation du dommage 8C (impact de 18 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.

compte l'anisotropie du matériaux dans le modèle de localisation conduisait à des erreurs plus faibles. Afin de quantifier toutes ces incertitudes sur la localisation, une approche probabiliste a été développée. L'approche probabiliste permet d'intégrer dans les deux modèles de localisation la variabilité liée à l'estimation des temps de vol et du profil de la vitesse de groupe. La position du dommage est alors associée à une densité de probabilité spatiale, et au lieu d'obtenir une coordonnée pour le centre du dommage, on obtient une valeur moyenne et une variance associée. L'approche permet également de faire ressortir la variance associée au profil de la vitesse de groupe.



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.23 – Résultats de localisation du dommage 9B (décollement peau-nida 24 mm), étude expérimentale : (a) méthode ToA (b) méthode TDoA.

TABLE 5.7 – Différence entre les coordonnées réelles et celles estimées pour différents dommages : plaque sandwich, étude expérimentale.

Dommages	8B : impact 22 mm				8C : impact 18 mm			
	ToA		*TDoA*		*ToA*		*TDoA*	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Coord. réelles (mm)	300	150	300	150	303	150	303	150
Estimation (mm)	284	158	311	150	301	101	286	158
Erreur (mm)	16	−8	15	0	2	49	17	−8
Dommages	9B : décollement 10 mm				–			
	ToA		*TDoA*		*ToA*		*TDoA*	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Coord. réelles (mm)	300	150	300	150	−−	−−	−−	−−
Estimation (mm)	269	121	273	151	−−	−−	−−	−−
Erreur (mm)	31	29	27	−1	−−	−−	−−	−−

5.3 Quantification des incertitudes sur la localisation par inférence Bayésienne

5.3.1 Présentation du problème

Comme nous l'avons mentionné plus haut, à cause des bruits expérimentaux, des incertitudes de mesure peuvent entacher l'estimation des temps de vol conduisant à une localisation de dommage peu précise (Niri et al., 2013*b*; Niri and Salamone, 2012; Yan, 2013). Il devient alors nécessaire de développer des approches permettant de quantifier ces incertitudes sur la localisation. Nous avons proposé une approche Bayésienne dans ce but. L'avantage des approches Bayésiennes pour la quantification des incertitudes est que le jugement des experts et les connaissances *a priori* peuvent être incorporés dans le modèle Bayésien comme information *a priori*, permettant ainsi de réduire la variance de l'erreur. Depuis plusieurs années, les approches Bayésiennes jouent un rôle important en SHM. Elles sont développées pour l'évaluation

des dommages (Jiang and Mahadevan, 2008), pour la prédiction des durées de vie résiduelles des structures endommagées (Karandikar et al., 2012), pour le placement optimal des capteurs et actionneurs sur les structures (Flynn and Todd, 2010), etc... Concernant la localisation des dommages, les approches probabilistes en général ont été utilisées avec succès par plusieurs auteurs pour la quantification des incertitudes sur la position *a priori* donnée par une approche déterministe (Flynn et al., 2011; Niri and Salamone, 2012; Yan, 2013; Yu and Su, 2012; Zhao et al., 2007). Toutes ces approches ont été développées dans le cas des matériaux isotropes, qui ne présentent pas une variation angulaire dans le profil de la vitesse de groupe. Sur la base des travaux présentés par Yan (2013), nous proposons dans cette étude une démarche générale pour la quantification des incertitudes de localisation dans les matériaux anisotropes. Cette approche permet de :

i) prendre en compte à la fois les incertitudes dans l'estimation des temps de vol et celles liées au propriétés matériaux (à travers la vitesse de groupe de ondes) dans le modèle Bayésien

ii) valider le profil anisotrope proposé pour la vitesse de groupe dans un cadre Bayésien, et quantifier l'effet de cette anisotropie sur la précision de localisation

iii) valider les deux points sus-cités pour les deux méthodes de localisation de dommage que nous avons présentés plus haut (ToA, TDoA).

L'originalité majeure de cette approche est qu'elle permet d'intégrer dans le modèle de localisation Bayésien, le caractère anisotrope du matériau via une expression paramétrique analytique de la dépendance angulaire du profil de la vitesse de groupe. Afin de justifier le besoin de prendre en compte cet aspect, nous avons comparé les résultats de localisation obtenus en considérant ou non l'anisotropie du matériau.

5.3.2 Description probabiliste des temps de vol

En absence d'incertitudes sur les temps de vol, la démarche déterministe conduit à une position du dommage donnée par un point, obtenu par l'intersection de plusieurs ellipses ou hyperboles (selon l'algorithme considéré) comme le montrent les figures 5.1b et 5.2b. En présence d'incertitudes sur les temps de vol, plutôt qu'une estimation ponctuelle comme dans le cas déterministe, l'approche Bayésienne fourni une densité de probabilité de présence du dommage, avec en général une moyenne et un intervalle de confiance. La figure 5.24 montre l'effet de l'incertitude sur l'estimation des temps de vol sur le résultat de localisation du dommage pour le cas de la méthode ToA. On observe que la position du dommage n'est plus donnée par un point comme dans le cas déterministe, mais par une zone qui peut être décrite par une densité de probabilité spatiale. L'objectif de la démarche Bayésienne proposée est de construire cette densité de probabilité, à la fois sur la position du dommage (localisation) et sur les paramètres du profil anisotrope de la vitesse de groupe (incertitudes liées au matériau). Le vecteur de paramètres que l'on souhaite estimer est désigné par $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, V_g(f, \alpha_a), V_g(f, \alpha_c)]$ pour chaque « trajet » actionneur-capteur, où x_d et y_d sont les coordonnées du dommage et $V_g(f, \alpha_a), V_g(f, \alpha_c)$ les vitesses de groupe dans les directions actionneur-dommage et dommage-capteur respectivement. Étant donné que ces vitesses sont paramétrées et dépendent des deux paramètres a et b

décrits en section 5.2.2.4, le vecteur de paramètres peut donc s'écrire $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, a, b]$ puisque $V_g(f, \alpha_a), V_g(f, \alpha_c)$ sont définis par a et b.

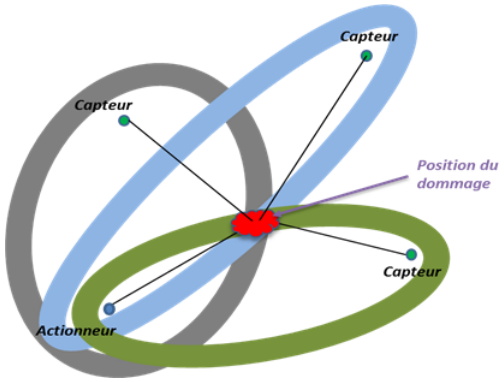


FIGURE 5.24 – Effet de l'incertitude des temps de vol sur la localisation : méthode *ToA*.

5.3.2.1 Méthode ToA

Supposons que les incertitudes de mesure peuvent être décrites par ϵ_1, une variable aléatoire Gaussienne, de moyenne nulle et de variance $\sigma^2_{\epsilon_1}$. La description probabiliste des ToA mesurés pour le « trajet » actionneur-capteur i, $\mathrm{ToA}_m^{a-c_i}$ peut s'exprimer comme :

$$\mathrm{ToA}_m^{a-c_i} = \mathrm{ToA}_c^{a-c_i}(\boldsymbol{\theta}) + \epsilon_1 \tag{5.15}$$

où $\mathrm{ToA}_c^{a-c_i}(\boldsymbol{\theta})$ est le temps d'arrivée sur le « trajet » actionneur-capteur i, calculé en utilisant le modèle donné par l'équation (5.1), ayant pour vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta}$. La fonction de vraisemblance pour un « trajet » actionneur-capteur i s'obtient donc :

$$\epsilon_1 \sim \mathcal{N}(0, \sigma^2_{\epsilon_1}) = \frac{1}{\sigma_{\epsilon_1}\sqrt{2\pi}} \exp\left(\frac{(\mathrm{ToA}_m^{a-c_i} - \mathrm{ToA}_c^{a-c_i}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma^2_{\epsilon_1}}\right)$$

En supposant une indépendance conditionnelle des fonctions de vraisemblance pour chacun des « trajets » actionneur-capteurs, la fonction de vraisemblance totale pour tous les « trajets » possibles actionneurs-capteurs est obtenue comme le produit des fonctions de vraisemblance individuelles associées à chaque *ToA* :

$$p_1(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_{\epsilon_1}) = \prod_{i=1}^{N_p} \frac{1}{\sigma_{\epsilon_1}\sqrt{2\pi}} \exp\left(\frac{(\mathrm{ToA}_m^{a-c_i} - \mathrm{ToA}_c^{a-c_i}(\boldsymbol{\theta}))^2}{2\sigma^2_{\epsilon_1}}\right) \tag{5.16}$$

$$= \frac{1}{(2\pi\sigma^2_{\epsilon_1})^{N_p/2}} \exp\left(-\frac{Q_1(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})}{2\sigma^2_{\epsilon_1}}\right) \tag{5.17}$$

avec,

$$Q_1(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}) = \sum_{i=1}^{N_p} (\mathrm{ToA}_m^{a-c_i} - \mathrm{ToA}_c^{a-c_i}(\boldsymbol{\theta}))^2$$

La fonction de vraisemblance $p_1(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_{\epsilon_1})$ est un énoncé (expression) probabiliste sur la distribution des *ToA* mesurés $\boldsymbol{D} = [\mathrm{ToA}_m^{a-c_1}, ..., \mathrm{ToA}_m^{a-c_{N_p}}]$, étant donnés les valeurs prédites par le modèle (5.1) et le vecteur des paramètres $\boldsymbol{\theta}$. N_p est le nombre total de « trajets » actionneur-capteurs possibles sur le réseau formé par l'ensemble des N PZTs.

5.3.2.2 Méthode TDoA

Comme mentionné plus haut, la méthode des TDoA utilise un ensemble de trois PZTs, l'un agissant en actionneur et les deux autres en capteur, pour construire une zone possible du dommage. La description probabiliste des *TDoA* mesurés entre les capteurs i, j, $(i \neq j)$ reliés par le même actionneur peut s'exprimer comme :

$$\mathrm{TDoA}_m^{c_i-c_j} = \mathrm{TDoA}_c^{c_i-c_j}(\boldsymbol{\theta}) + \epsilon_2 \tag{5.18}$$

où $\mathrm{TDoA}_c^{c_i-c_j}(\boldsymbol{\theta})$ représente le *TDoA* calculé pour la paire de capteurs i, j en utilisant le modèle donné par l'équation (5.3), ayant pour paramètre $\boldsymbol{\theta}$. En supposant que l'incertitude de mesure ϵ_2 est une variable aléatoire Gaussienne de moyenne nulle et de variance $\sigma^2_{\epsilon_2}$, et suivant la même approche que pour le cas de la méthode ToA, avec une indépendence conditionnelle sur les *TDoA* mesurés, la fonction de vraisemblance totale sur tous les triplets $a - c_i - c_j$ possibles peut s'écrire :

$$p_2(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_{\epsilon_2}) = \frac{1}{(2\pi\sigma^2_{\epsilon_2})^{N_t/2}} \exp\left(-\frac{Q_2(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})}{2\sigma^2_{\epsilon_2}}\right), \tag{5.19}$$

avec,

$$Q_2(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}) = \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^{N} (\mathrm{TDoA}_m^{c_i-c_j} - \mathrm{TDoA}_c^{c_i-c_j}(\boldsymbol{\theta}))^2$$

$N_t = (N-1)(N-2)/2$ est le nombre total de triplets $a - c_i - c_j$ possibles sur le réseau formé par l'ensemble des N PZTs.

5.3.3 Inférence Bayésienne

Pour des raisons de commodité, nous noterons dans toute la suite $p(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon)$, sans les indices de différentiation 1 et 2, pour désigner la fonction de vraisemblance totale introduite pour décrire les données (*ToA* ou *TDoA*) mesurées.
L'analyse Bayésienne s'appuie sur le théorème de Bayes. Elle vise à estimer un paramètre $\boldsymbol{\theta}$ à partir de données $\boldsymbol{D}$ et des informations a priori sur $\boldsymbol{\theta}$. Cette approche suppose connues les quantités suivantes :

- ◇ la fonction de distribution de probabilité (jointe) *a priori* $p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon)$, qui résume l'information dont on dispose sur $\boldsymbol{\theta}$ et σ^2_ϵ.
- ◇ la fonction de vraisemblance $p(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon)$, qui représente la densité de probabilité des données $\boldsymbol{D}$ conditionnelle à $\boldsymbol{\theta}$ et σ^2_ϵ.

La fonction de distribution de probabilité *a posteriori* $p(\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon|\boldsymbol{D})$ peut alors s'exprimer à l'aide du théorème de Bayes :

$$p(\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon|\boldsymbol{D}) = \frac{p(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma^2_\epsilon)}{p(\boldsymbol{D})} \tag{5.20}$$

L'équation (5.20) nous permet ainsi de relier une information *a priori* sur les paramètres que l'on veut estimer. Le terme

$$p(\boldsymbol{D}) = \int p(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) d\boldsymbol{\theta} d\sigma_\epsilon^2$$

au dénominateur est une constante de normalisation (qui assure que $p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{D})$ soit effectivement une densité de probabilité). Son calcul est en général fastidieux et ne présente aucune importance dans l'analyse des résultats. En général, ce terme est tout simplement ignoré dans le développement de la démarche, et dans ce cas on adopte le raisonnement proportionnel comme suit :

$$p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{D}) \propto p(\boldsymbol{D}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) \tag{5.21}$$

Cette distribution jointe à posteriori contient la distribution marginale de chacun des paramètres contenus dans le vecteur des paramètres $\boldsymbol{\theta}$. Si l'on souhaite obtenir la distribution marginale d'un des paramètres θ_k (k=1, 2, 3 ou 4) contenu dans $\boldsymbol{\theta}$, on effectue une intégration de l'équation (5.21) par rapport à la variance σ_ϵ^2 et par rapport à toutes les variables autres que θ_k, que nous notons de manière symbolique $\boldsymbol{\theta_{-k}}$. On obtient ainsi :

$$p(\theta_k|\boldsymbol{D}) \propto \int p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{D}) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) d\boldsymbol{\theta}_{-k} d\sigma_\epsilon^2 \tag{5.22}$$

où la notation $\int d\boldsymbol{\theta}_{-k} d\sigma_\epsilon^2$ désigne une intégrale multidimensionnelle sur σ_ϵ^2 et sur toutes les variables autres que θ_k.

Le calcul de l'intégrale donnée par l'équation (5.22) conduit à une estimation de la densité de probabilité à posteriori sur la position du dommage et sur les paramètres du profil de la vitesse de groupe. Malheureusement, il est généralement difficile d'obtenir une solution analytique de cette intégrale, à cause d'une part de l'expression complexe de la fonction de vraisemblance et d'autre part de son caractère multidimensionnel. Des méthodes numériques permettent cependant d'en avoir une estimation. Ces méthodes sont généralement des méthodes de simulation Monte Carlo qui sont particulièrement efficaces dans ce genre de situation. Une variante de ces méthodes également très utilisée est la technique d'échantillonnage de Monte Carlo par chaine de Markov (*Markov Chain Monte Carlo - MCMC*). C'est la technique que nous avons utilisée pour le calcul de l'intégrale, fournissant ainsi une estimation des distributions a posteriori sur les paramètres.

5.3.4 Méthode de Monte Carlo par chaine de Markov

Les méthodes de Monte Carlo se réfèrent à des techniques de simulation pour décrire des paramètres en termes de distribution de probabilité, où les échantillons sont tirés à partir des distributions marginales de ces paramètres (Bernardo and Smith, 1994). Ces techniques peuvent être très efficaces, surtout lorsque les échantillons indépendants peuvent être générés. Malheureusement, les distributions à posteriori utilisées dans les modèles d'inférence Bayésienne sont souvent complexes, ce qui rend difficile de tirer des échantillons indépendants. Une alternative à l'utilisation des méthodes de Monte Carlo classiques consiste à utiliser les techniques de simulation par

chaine de Markov (*Markov Chain Monte Carlo - MCMC*). Dans ce cas, l'échantillonnage se fait de manière itérative, de telle sorte que la valeur de l'échantillon à une itération est obtenue à l'aide d'un petit nombre fixe de valeurs d'échantillons à l'itération précédente. Le résultat de la simulation MCMC est une séquence dépendante stationnaire d'échantillons appelée chaîne de Markov. Cette chaîne de Markov a une distribution qui tend asymptotiquement vers la distribution a posteriori que l'on souhaite estimer (Bernardo and Smith, 1994). L'algorithme d'échantillonnage le plus populaire est l'algorithme de Gibbs, qui à une itération génère une valeur d'échantillon qui ne dépend que de la valeur de l'échantillon à l'itération précédente (Duda et al., 2012). Cette technique d'échantillonnage est généralement associée à l'algorithme de Metropolis-Hastings (Roberts and Smith, 1994). C'est un algorithme qui permet l'échantillonnage des distributions pour lesquelles les densités conditionnelles ne peuvent pas être calculées. Cette technique consiste à proposer une distribution, à partir de laquelle l'échantillonnage peut être réalisé aisément, l'échantillon ainsi généré est accepté avec une probabilité qui dépend de la distribution proposée et de la densité de probabilité à partir de la quelle on souhaite échantillonner. Dans ce travail, nous avons appliqué l'algorithme de Metropolis-Hastings avec un échantillonnage de Gibbs comme alternative pour l'échantillonnage de la distribution conditionnelle complète. Les détails de cette approche sont présentés en Annexe C. La figure 5.25 montre un aperçu de l'algorithme d'estimation Bayésienne développé dans le cadre de ce travail.

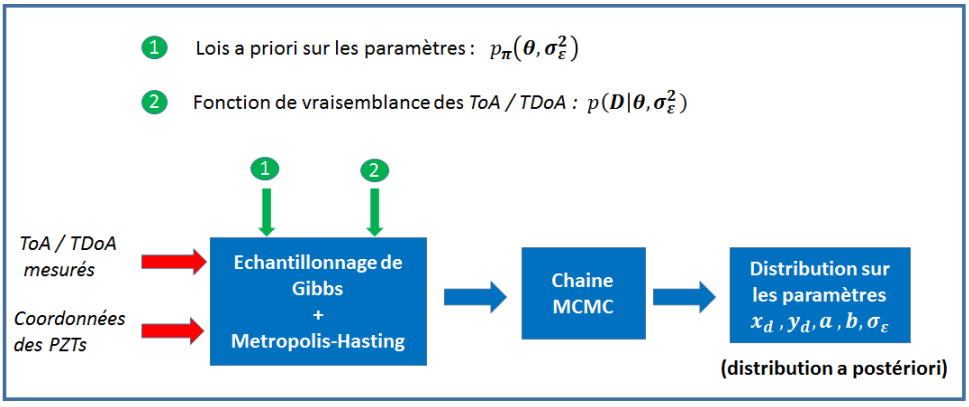


FIGURE 5.25 – Illustration de l'algorithme proposé pour l'estimation Bayésienne.

5.3.5 Résultats

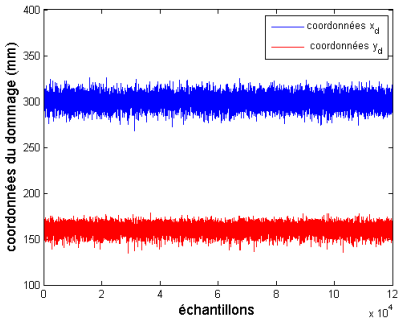
5.3.5.1 Étude numérique : plaque monolithique époxy

◇ Configuration nominale

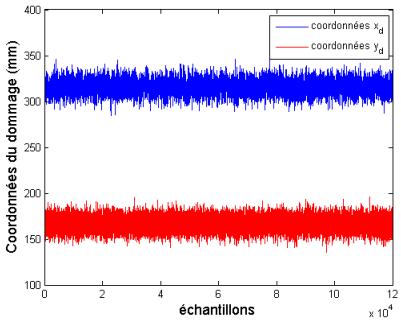
La configuration nominale concerne la plaque monolithique construite par modélisation éléments finis, décrit dans la section 3.5.2. La démarche de localisation déterministe sur cette plaque a déjà été réalisée section 5.2.3.1. Dans cette partie on s'intéresse à la quantification des incertitudes sur la localisation de dommage dans cette plaque par inférence Bayésienne. La position du dommage est toujours en (300,160)

mm. L'approche Bayésienne est appliquée pour les deux méthodes de localisation développées (ToA, TDoA) et pour les deux configurations de profil de vitesse de groupe (anisotrope et isotrope). Une comparaison des résultats pour ces deux profils est ensuite effectuée. Les données d'entrée du modèle Bayésien sont les ToA/TDoA estimés sur les signaux diffractés par le dommage mesurés par chacun des capteurs. Pour la configuration anisotrope, le vecteur de paramètres que l'on veut estimer est $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, a, b]$. On suppose que les distributions *a priori* sur chacun de ces paramètres sont uniformes : x_d, y_d sont uniformément distribués sur [0,400] mm, [0,300] mm respectivement, et les paramètres du profil de la vitesse de groupe a, b, sont également uniformément distribués sur [0, 9000] m/s chacun. Le vecteur de paramètres à estimer pour la configuration isotrope devient $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, V_g]$ et les distributions *a priori* sont également supposées uniformes, ayant les mêmes valeurs que dans le cas anisotrope. On suppose pour $V_g \sim \mathcal{U}(0, 9000)$. Les distributions uniformes sur [0,400] mm et [0,300] mm pour les coordonnées du dommage ont été choisies afin de prendre en compte la physique dans notre estimation. En effet, on sait *a priori* que le dommage se trouve quelque part sur la plaque avec équiprobabilité ; il est donc raisonnable de considérer une loi uniforme sur toutes les dimensions de la plaque. Par contre le choix des intervalles de variation pour la vitesse de groupe repose d'une part sur le fait qu'elle est associée à une grandeur positive et qu'elle est inférieure à une valeur maximale que l'on fixe à 9000 m/s dans cet exemple. Il convient tout de même de noter que les intervalles de variation des paramètres a et b auraient pu être choisis en analysant le profil de la vitesse de groupe obtenu par estimation moindres carrés. Les intervalles de variation seraient alors centrés autour d'une moyenne (valeur estimée) avec une variance choisie, de telle sorte qu'elle puisse représenter convenablement la variabilité que l'on peut observer. Cette démarche sera discutée plus tard dans l'étude expérimentale.

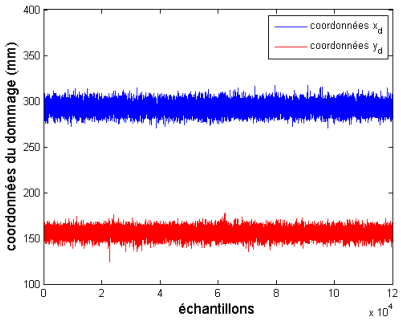
Pour chacune des configurations et pour chacun des paramètres à estimer, 120000 tirages (échantillons) ont été effectués afin de construire la chaîne de Markov permettant d'obtenir les distributions *a posteriori*. Les figures 5.26 et 5.27 montrent les chaînes de Markov construites pour les coordonnées du dommage (x_d,y_d) et pour les paramètres du profil de la vitesse de groupe a et b. Ces figures regroupent les résultats obtenus par les méthodes ToA et TDoA ainsi que pour les configurations de profil de vitesse anisotrope et isotrope. En général, la stationnarité de la chaîne ne s'obtient pas dès les premiers tirages des échantillons car ces derniers présentent encore une dépendance par rapport à la valeur du tirage initial. La partie de la chaîne pour laquelle l'échantillon courant dépend encore de l'échantillon initial est communément appelée *burn-in* (Geyer, 2011) et est associée à un nombre d'échantillons N_B comptés à partir des premiers. De manière générale après N_B tirages successifs on suppose que la chaîne a perdu cette dépendance aux autres échantillons et donc qu'on a une convergence. L'interprétation des résultats se fait donc à partir de l'échantillon $N_B + 1$ (on supprime les N_B premiers échantillons) de la chaîne, cette partie restante de la chaîne converge ainsi en distribution et atteint sa phase stationnaire comme le montrent les figures 5.26 et 5.27. Le choix de N_B est assez subjectif, mais une bonne approximation peut se faire visuellement, où l'on tronque la chaîne à partir de l'itération où elle devient stationnaire. Dans toute la suite de cette étude, on fixe N_B égale à 10000 échantillons. Nous avons remarqué



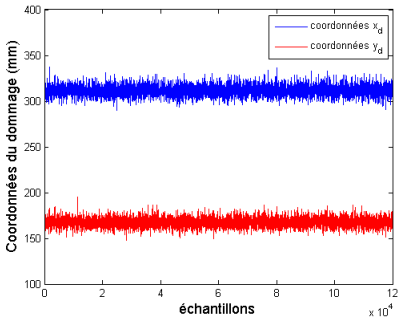
(a) Méthode ToA, anisotrope.



(b) Méthode ToA, isotrope.



(c) Méthode TDoA, anisotrope.



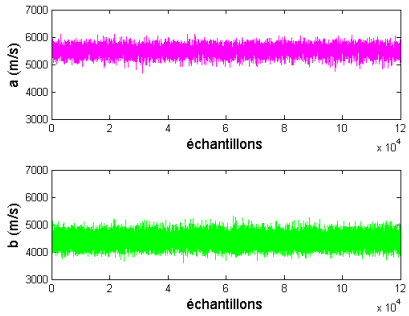
(d) Méthode TDoA, isotrope.

FIGURE 5.26 – Chaine de Markov correspondant aux coordonnées du dommage : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope.

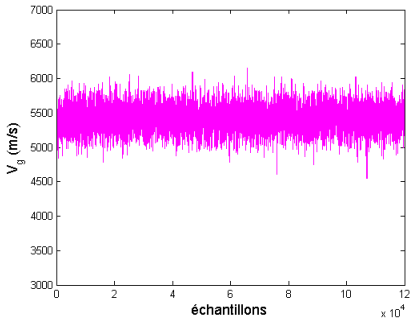
que le fait d'augmenter cette valeur n'améliorait pas de manière significative les résultats. Par conséquent, l'interprétation des résultats sera faite après suppression des 10000 premiers échantillons de la chaîne. Les histogrammes de chacun des paramètres à estimer et pour chacune des configurations sont construits à l'aide des 110000 échantillons restants. Les résultats sont présentés sur les figures 5.28 et 5.29. Ces histogrammes exhibent une tendance Gaussienne ceci nous a conduit à considérer une loi Normale afin d'ajuster les données. Les valeurs moyennes et les variances associées sont ainsi obtenues pour chacun des paramètres à estimer et pour chacune des configurations. Les valeurs de ces paramètres ainsi que les erreurs d'estimation sont listées dans les Tableaux 5.8 et 5.9 pour les configurations anisotropes et isotropes respectivement. L'erreur d'estimation sur la position du dommage est définie comme la différence entre les coordonnées réelles et les coordonnées estimées, tandis que l'erreur d'estimation sur les paramètres a et b de la vitesse de groupe est définie comme la différence entre les valeurs réelles et les valeurs estimées, divisée par la valeur réelle :

$$\text{Erreur}(\%) = \frac{\text{Valeur réelle - Valeur estimée}}{\text{Valeur réelle}} \times 100 \tag{5.23}$$

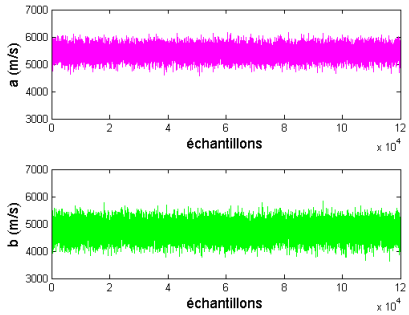
Dans cette expression, la valeur réelle désigne l'estimation moindres carrés obtenue en utilisant les données expérimentales (voir section 5.2.2.4). Pour cet exemple numérique ces valeurs sont de **5395.5** m/s et **4761.3** m/s pour a et b respectivement. L'erreur d'estimation sur V_g dans le cas isotrope n'a pas été définie car il n'existe



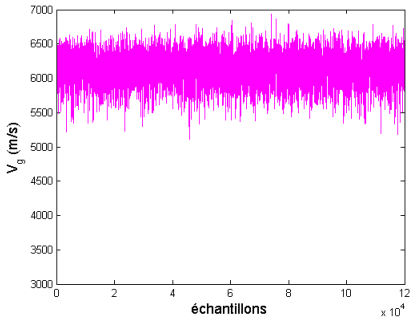
(a) Méthode ToA, anisotrope.



(b) Méthode ToA, isotrope.



(c) Méthode TDoA, anisotrope.



(d) Méthode TDoA, isotrope.

FIGURE 5.27 – Chaine de Markov correspondant aux paramètres du profil de la vitesse de groupe : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope.

pas de valeur réelle associé au profil de vitesse isotrope.

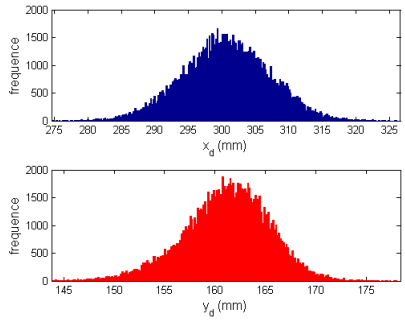
TABLE 5.8 – Résultats de l'estimation erreurs associées : étude numérique (configuration anisotrope).

	ToA				TDoA			
Paramètres	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)
μ	300.6	161.1	5526	4420	293.1	156.3	5438	4779
σ	6.5	4.3	155.3	192.9	5.0	4.1	196	264
Erreur	-0.6	-1.10	-2.4 %	7.1 %	6.9	3.7	0.78 %	0.37 %

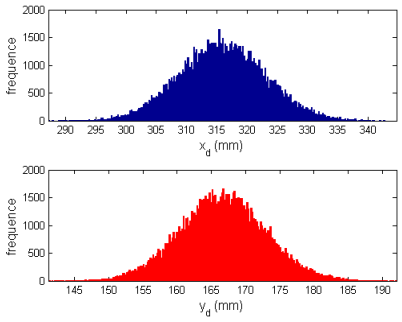
TABLE 5.9 – Résultats de l'estimation erreurs associées : étude numérique (configuration isotrope).

	ToA			TDoA		
PDF param.	x_d (mm)	y_d (mm)	V_g (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	V_g (m/s)
μ	315.9	166.6	5426	311.6	167.6	6166
σ	7.1	6.4	159	4.6	3.9	190
Erreur (mm)	-15.9	-6.6	-	-11.6	-7.6	-

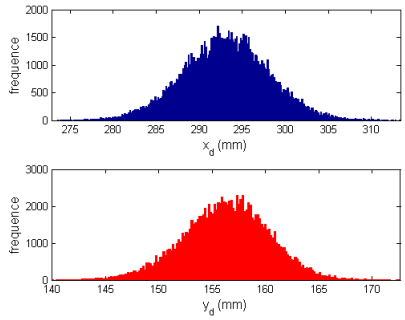
La figure 5.30 montre la fonction de distribution de probabilité (*probability density function - PDF*) jointe des coordonnées estimées (x_d, y_d) du dommage pour la méthode ToA et pour la configuration anisotrope. Cette fonction de distribution



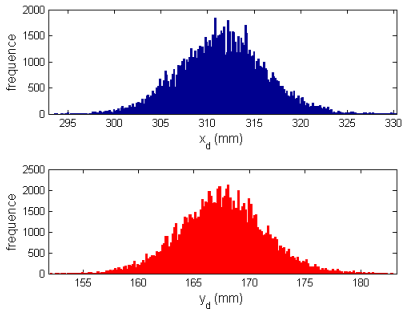
(a) Méthode ToA, anisotrope.



(b) Méthode ToA, isotrope.



(c) Méthode TDoA, anisotrope.

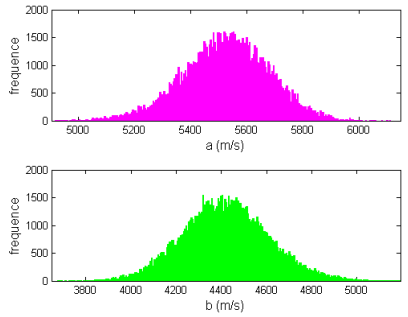


(d) Méthode TDoA, isotrope.

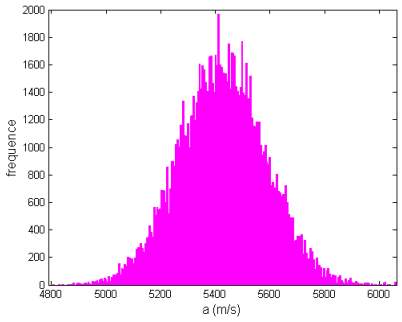
FIGURE 5.28 – Histogrammes des 110000 échantillons correspondant aux coordonnées du dommage : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope.

jointe est construite à partir des paramètres de la loi Normale (moyenne et variance) listés dans le tableau 5.8.

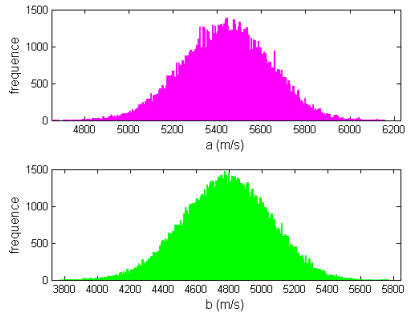
Cette fonction de distribution jointe sur les coordonnées estimées du dommage est construite pour les deux méthodes ToA et TDoA et pour chacune des configurations isotropes et anisotropes. Une vue 2D (projection sur le plan x-y) de ces courbes (représentant le contour de la zone du dommage) est représentée sur la figure 5.31 correspondant à toutes les configurations étudiées. Le cercle noir représente la position réelle du dommage, tandis que le contour 2D représente la zone estimée (moyenne et variance). On peut observer du tableau 5.8 que les deux méthodes de localisation conduisent à des résultats satisfaisants pour chaque paramètre estimé. En comparant les résultats présentés dans les tableaux 5.8 et 5.9, on peut en déduire que le fait de prendre en compte l'anisotropie du matériau (à travers la dépendance avec l'angle de propagation de la vitesse de groupe) augmente clairement la précision sur la localisation. La figure 5.32 montre la comparaison entre les profils des vitesses de groupe réels et ceux estimés par l'approche Bayésienne, pour les deux méthodes de localisation ainsi que pour chacune des configurations isotropes et anisotropes. Les profils de vitesse de groupe pour le cas anisotrope sont relativement bien estimés et ce pour les deux méthodes de localisation considérées. Les paramètres de ces profils estimés sont en bonne concordance avec les paramètres des profils réels et les erreurs d'estimation restent raisonnables. Aussi, la méthode TDoA conduit à une estimation plus précise que celle ToA. Par contre, comme on pouvait s'y attendre, l'estimation des profils pour la configuration isotrope est très mauvaise, précisément



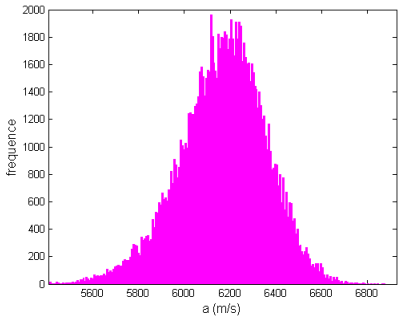
(a) Méthode ToA, anisotrope.



(b) Méthode ToA, isotrope.



(c) Méthode TDoA, anisotrope.



(d) Méthode TDoA, isotrope.

FIGURE 5.29 – Histogramme des 110000 échantillons correspondant aux paramètres du profil de la vitesse de groupe : méthode ToA et TDoA , profils anisotrope et isotrope.

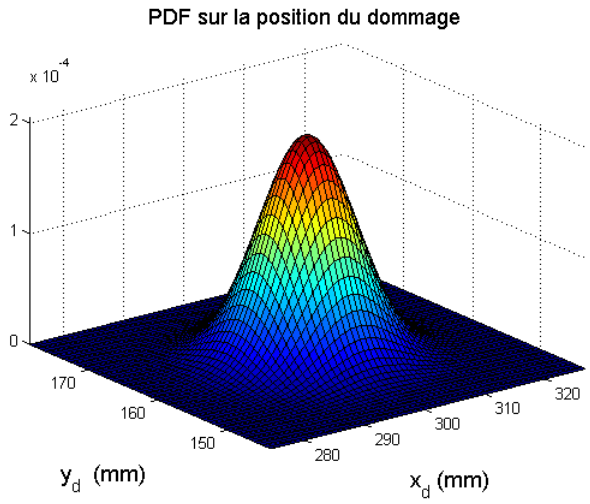
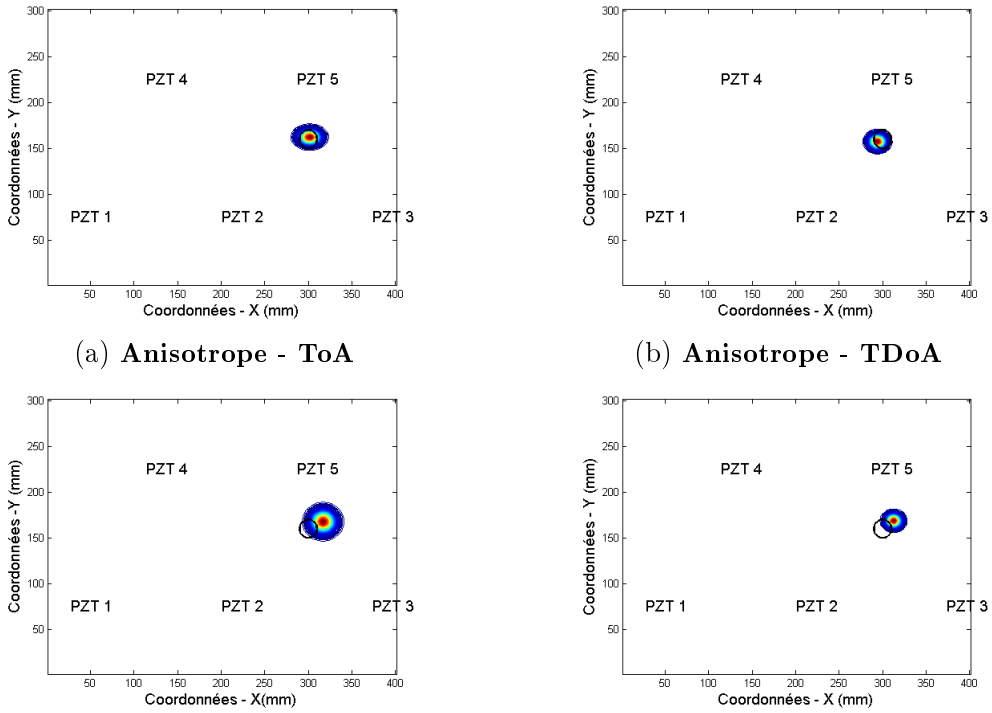


FIGURE 5.30 – Fonction de distribution de probabilité jointe sur la position du dommage construite à l'aide des paramètres de la loi Normale : étude numérique, méthode ToA, cas anisotrope.

pour la méthode TDoA. Cette observation justifie à nouveau l'approche proposée visant à prendre en compte l'anisotropie du matériau afin d'augmenter la précision sur la localisation des dommages.

◇ **Sensibilité à la position du dommage**



(a) **Anisotrope - ToA**

(b) **Anisotrope - TDoA**

(c) **Isotrope - ToA**

(d) **Isotrope - TDoA**

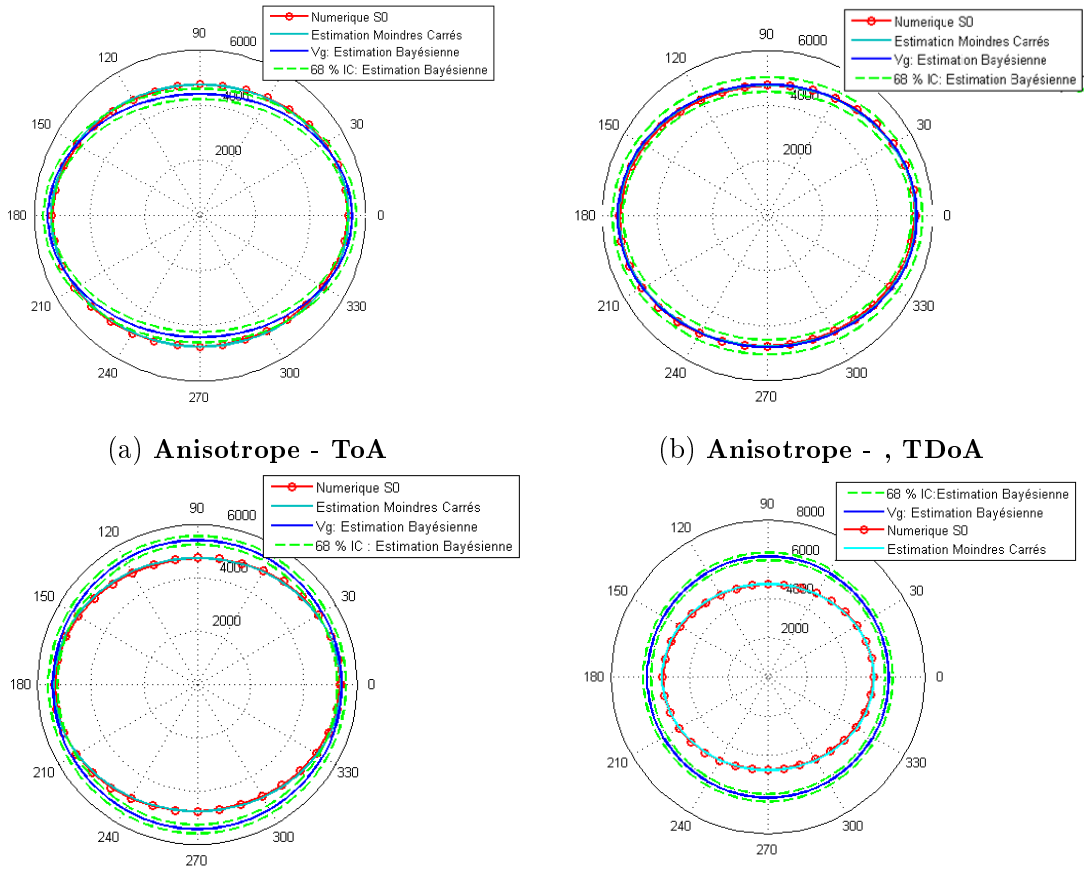
FIGURE 5.31 – PDF sur la position estimée du dommage pour chacune des configurations. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

Afin de démontrer plus en détail la robustesse de l'algorithme Bayésien de localisation de dommages proposé, nous avons conduit 5 autres simulations numériques en changeant la position du dommage pour chacune d'elles, ensuite nous avons calculé des statistiques sur les erreurs de localisation. L'objectif de cette étude est de montrer la sensibilité de l'estimation lorsque la position du dommage change. L'estimation de la distribution a posteriori du vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta}$ est réalisée pour chacune des configurations isotropes et anisotropes et pour les deux méthodes de localisation (ToA et TDoA). Les positions de dommages considérées dans cette étude sont listées dans le Tableau 5.10. Les estimations avec et sans prise en compte de l'anisotropie sont présentées dans les tableaux 5.11, 5.12 et 5.13, 5.14. L'erreur quadratique moyenne (*Root Mean Square Error*- RMSE) est aussi calculée en utilisant la valeur réelle du paramètre et la valeur estimée, comme suit :

$$\mathrm{RMSE}(\hat{\theta}) = \sqrt{\mathbb{E}[(\hat{\theta} - \theta)^2]} \tag{5.24}$$

où $\hat{\theta}$ désigne la valeur estimée et θ la valeur réelle. Le RMSE est une mesure statistique standard utilisée pour mesurer la performance d'un estimateur ; sa valeur augmente avec la variance de l'estimateur.

A partir des résultats présentés dans les tableaux 5.11, 5.12, 5.13, 5.14 et des figures 5.33 et 5.34 on observe que l'approche Bayésienne proposée conduit à de bons résultats à la fois pour la localisation des dommages et pour l'estimation des profils de vitesse de groupe. Les paramètres estimés sont en bon accord avec les valeurs réelles



(a) **Anisotrope - ToA**

(b) **Anisotrope - , TDoA**

(c) **Isotrope - ToA**

(d) **Isotrope - TDoA**

FIGURE 5.32 – profils de la vitesse de groupe et intervalles de confiance (IC) associés pour chacune des configurations : étude numérique.

TABLE 5.10 – Coordonnées des dommages pour l'analyse de sensibilité à la position.

Damages	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5
x (mm)	100	150	150	200	250
y (mm)	150	150	200	150	100

TABLE 5.11 – Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Anisotrope - *ToA***).

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
RMSE (mm)	12.2	8.6	8.8	10.1	9.5	7.6	16.6	8.1	6.8	9.8
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
RMSE (m/s)	195.3	493.7	152.2	183.7	260.9	304.7	369.4	481.4	235.5	320.4

pour les deux méthodes de localisation et pour chacune des positions de dommage. Pour la méthode ToA et pour le dommage D_4, le RMSE associé au paramètre b pour le modèle isotrope est plus important que dans le modèle anisotrope. Cet écart est dû à la valeur relativement élevée de la variance σ_b dans le modèle anisotrope comparé à cette dernière dans le cas isotrope (voir tableaux 5.11-5.14). Ce qui conduit à

TABLE 5.12 – Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Isotrope - *ToA***).

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
RMSE (mm)	20.0	15.1	9.1	15.0	18.3	33.9	27.9	18.7	11.0	22.4
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
RMSE (m/s)	230.1	789.9	282.2	373.3	440.9	769.9	544.4	195.3	315.7	442.8

TABLE 5.13 – Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Anisotrope - *TDoA***).

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
RMSE (mm)	44.4	10.1	3.7	7.5	12.4	8.5	7.1	8.0	6.0	13.4
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
RMSE (m/s)	1007.4	442.9	249.5	502.8	543.0	481.5	327.3	368.1	312.0	616.4

TABLE 5.14 – Positions estimées et RMSE pour chacune des positions du dommage : étude numérique (**Isotrope - *TDoA***).

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordonnées	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
RMSE (mm)	42.0	7.5	4.6	8.1	52.0	41.3	7.9	9.0	6.9	15.3
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
RMSE (m/s)	1077.6	443.4	189.4	548.1	833.1	1368.4	312.3	467.1	344.9	324.1

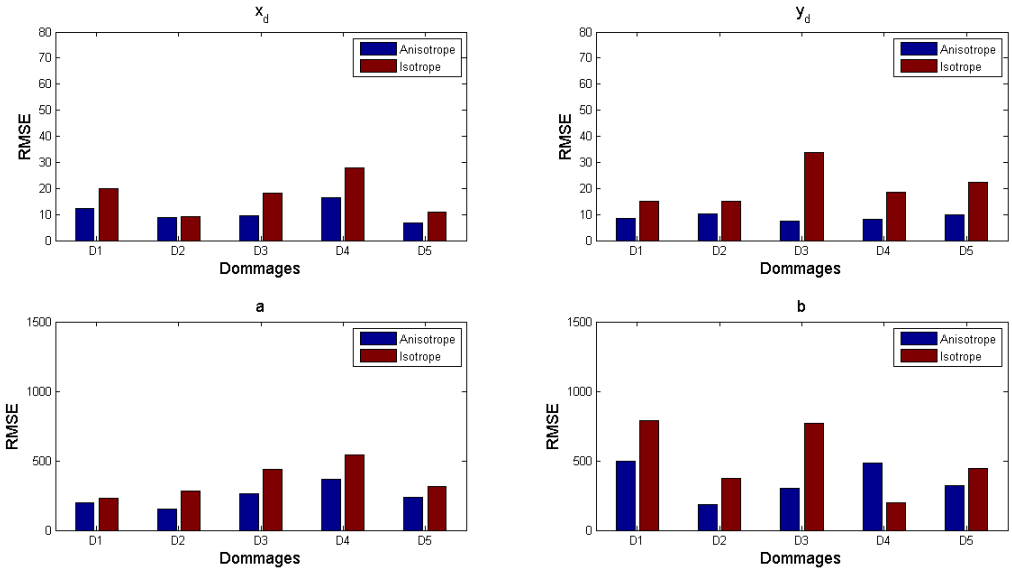


FIGURE 5.33 – RMSE des paramètres estimés, étude numérique : ***ToA***.

une valeur importante du RMSE. En choisissant un estimateur ayant une variance minimale, on choisi également un estimateur ayant un RMSE minimal. On peut ainsi observer à partir des résultats présentés dans les tableaux 5.11-5.14 que la valeur du RMSE décroit avec la variance pour chacun des paramètres estimés. Bien que

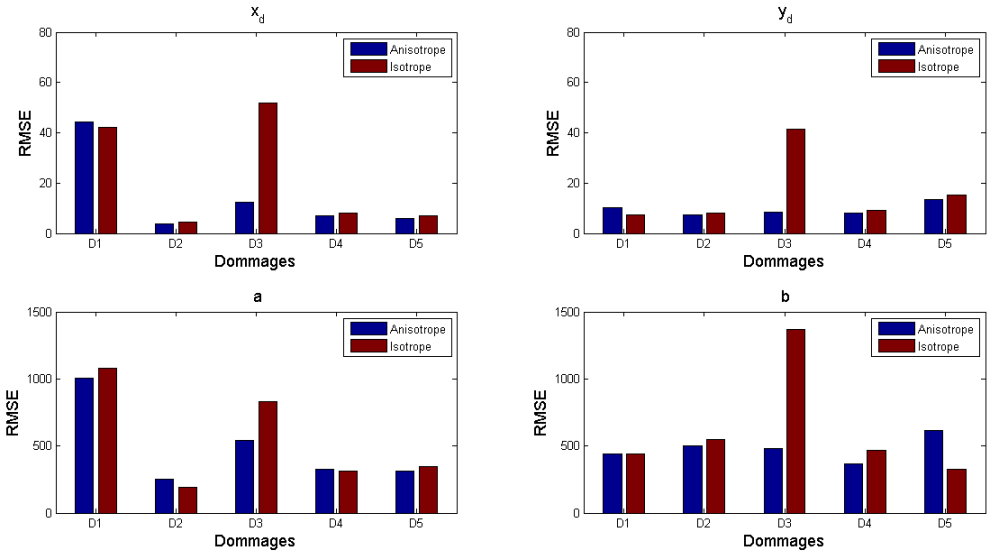


FIGURE 5.34 – RMSE des paramètres estimés, étude numérique : ***TDoA***.

la méthode TDoA ne conduise pas à une tendance monotone en terme de précision sur la localisation entre les modèles isotropes et anisotropes, le profil de vitesse de groupe paramétrique proposé reste approprié.

◇ **Sensibilité à l'anisotropie du matériau**

La sensibilité de l'algorithme de localisation, à une forte anisotropie du matériau est également analysée dans le but de valider son applicabilité dans un cadre numérique. Le matériau considéré dans cette étude exhibe une forte anisotropie dans l'une de ses directions principales (suivant l'axe x). La structure considérée est une plaque monolithique époxy, construite par modélisation éléments finis, dont les détails de ses propriétés mécaniques sont listés dans le tableau 3.3. Les dimensions de la plaque et la position des PZTs restent inchangées. Les courbes de dispersion des ondes de Lamb dans ce nouveau matériau sont calculées et le profil de la vitesse de groupe à la fréquence de 150 kHz est représenté sur la figure 5.35. Les paramètres du profil de la vitesse de groupe estimés par la méthode des moindres carrés sont $\boldsymbol{a}$ = **6092.9 m/s** et $\boldsymbol{b}$ = **4921.0 m/s**.

La procédure MCMC décrite précédemment est appliquée pour la localisation de dommage dans cette nouvelle plaque. Le dommage, modélisé par une baisse locale de la rigidité de 90 %, a pour coordonnées (250,100) mm avec un diamètre de 18 mm. Les paramètres estimés sont listés dans le tableau 5.15 et 5.16 pour les méthodes ToA et TDoA, avec et sans prise en compte de l'anisotropie. Les RMSEs sur les paramètres estimés sont tracés en figure 5.36. Une comparaison entre les RMSEs d'une part et les valeurs estimées des paramètres (μ et σ) d'autre part, pour les cas isotropes et anisotropes montre que même pour des matériaux avec une forte anisotropie, l'algorithme Bayésien de localisation de dommages reste robuste et le profil paramétrique de vitesse de groupe proposé est toujours applicable et conduit à des résultats satisfaisants avec des erreurs acceptables.

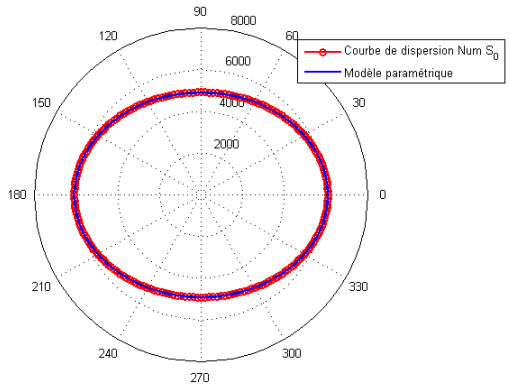


FIGURE 5.35 – Profil de la vitesse de groupe des ondes de Lamb à la fréquence de 150 kHz : les propriétés mécaniques du matériau sont listées dans le tableau 3.3.

TABLE 5.15 – Résultats de l'estimation et intervalles de confiance associés : étude numérique (***ToA***).

	Anisotrope				Isotrope			
Paramètre	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)
μ	237.5	109.3	5978.1	4.936.9	233.9	103.2	5.7023	5.7023
σ	5.7	5.7	156.0	266.6	7.2	13.4	143.4	143.4
RMSE	13.6	10.9	193.7	267.0	17.6	13.8	416.1	794.3

TABLE 5.16 – Résultats de l'estimation et intervalles de confiance associés : étude numérique (***TDoA***).

	Anisotrope				Isotrope			
Paramètre	x_d(mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)
μ	233.8	108.1	6220.1	5227.9	231.9	96.4	6.3365	6.3365
σ	4.0	5.5	284.2	471.3	4.4	6.4	298.4	298.4
RMSE	16.7	9.8	311.3	562.4	18.5	7.3	385.2	1446.6

5.3.5.2 Étude expérimentale

◇ **Plaques monolithiques époxy**

La robustesse de l'algorithme Bayésien proposé a également été vérifiée par une étude expérimentale réalisée sur quelques unes des plaques monolithiques décrites dans le tableau 3.9. Les dommages considérés ici sont des impacts de différentes tailles : 14 mm (plaque 6B) et 22 mm (plaque 6D) pour les plaques époxy monolithiques. Les coordonnées de ces impacts sont (300,150) mm et (100,150) mm respectivement. La fréquence centrale du signal d'excitation est de 200 kHz. Comme le montre la figure 5.9a, le profil de vitesse de groupe à cette fréquence d'excitation n'exhibe pas une forte anisotropie, comme c'était le cas dans l'étude numérique. Le profil de vitesse de groupe est donc quasi-isotrope dans ce cas (on n'a pas une différence significative entre a et b) ; par conséquent, nous n'avons pas fait de comparaison

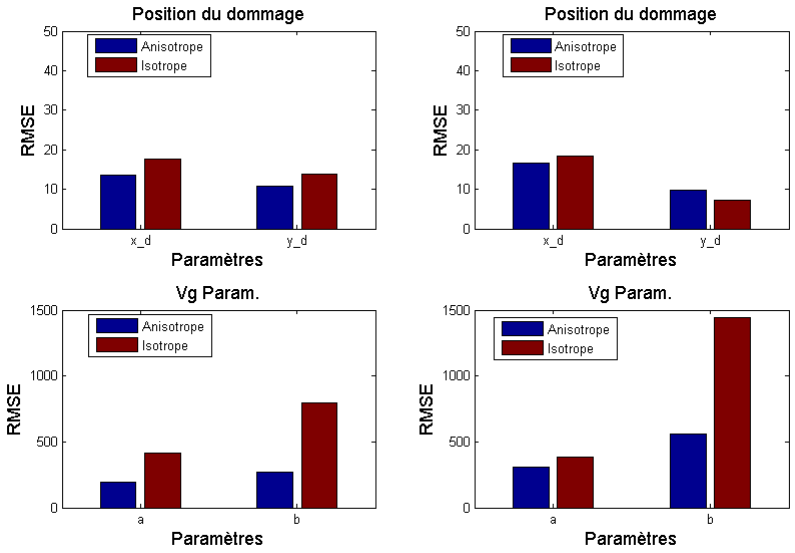
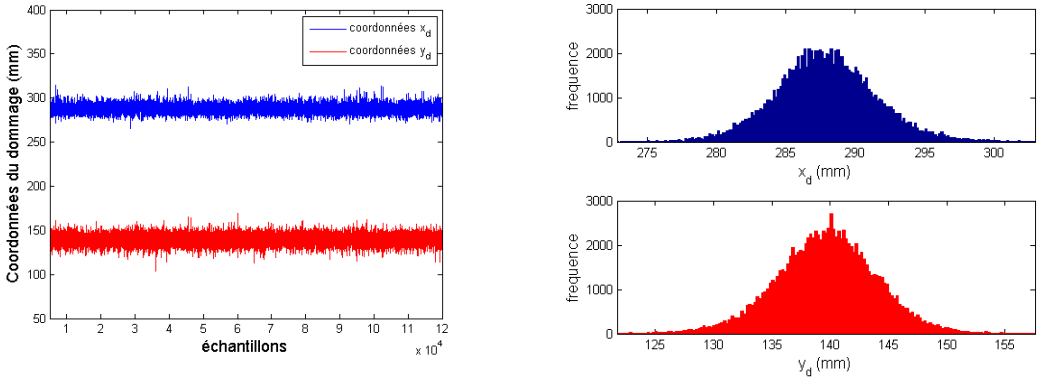


FIGURE 5.36 – RMSE des paramètres estimés , étude numérique : (gauche) méthode ToA, (droit) méthode TDoA.

entre les configurations isotropes et anisotropes. Cependant le profil paramétrique de la vitesse de groupe proposé reste valide et le vecteur de paramètres à estimer est toujours $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, a, b]$.

On considère dans un premier temps le dommage de type impact de 14 mm. La distribution *a posteriori* jointe du vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, a, b]$ est estimée par la procédure MCMC décrite précédemment. Comme dans l'étude numérique, on suppose que les distributions *a priori* sur chacun de ces paramètres sont uniformes : x_d, y_d sont uniformément distribués sur [0,400] mm, [0,300] mm respectivement, et les paramètres du profil de la vitesse de groupe a, b, sont également uniformément distribués sur $[0, 8000]$ m/s chacun. 120000 tirages ont été réalisés pour la construction de la chaîne MCMC pour chacun des paramètres. Les premiers 10000 échantillons sont considérés comme appartenant au *burn-in* et sont par conséquent supprimés de la chaîne. L'histogramme de chacun des paramètres estimés est construit en considérant le reste des échantillons. Les histogrammes exhibent une tendance Gaussienne comme le montre la figure 5.37 pour les coordonnées du dommage et pour la méthode ToA Nous avons donc utilisé une loi normale pour l'ajustement des histogrammes pour chaque paramètres estimé et pour chacune des méthodes ToA et TDoA. Les paramètres estimés, les intervalles de confiance associés et les erreurs d'estimation sont listés dans le tableau 5.17. La densité de probabilité estimée associée à la zone du dommage est représentée sur la figure 5.38 pour les deux méthodes ToA et TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage tandis que le contour PDF représente la zone estimée.

La figure 5.39 montre la comparaison entre les profils de vitesse de groupe réels et estimés ainsi que les intervalles de confiance associés (68% : $\pm\sigma$). Le tracé est représenté en coordonnées polaires, en utilisant les valeurs nominales des paramètres a et b obtenues par estimation moindres carrés comme décrit dans la section 5.2.2.4.

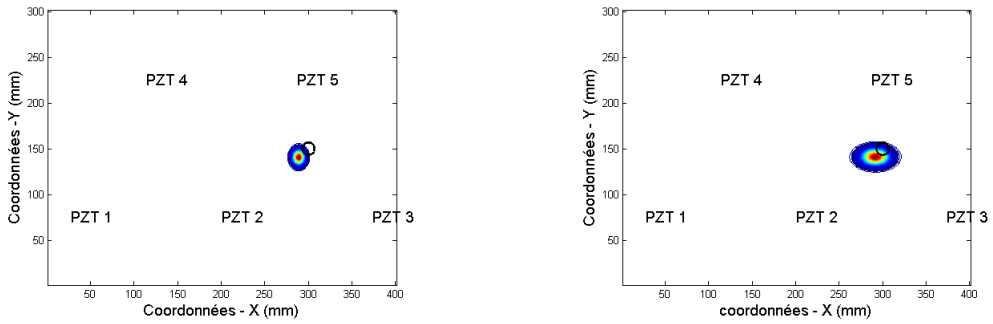


(a) (b)

FIGURE 5.37 – Résultats expérimentaux, plaque époxy monolithique : (a) chaîne MCMC pour les coordonnées du dommage (impact 14 mm) (b) Histogrammes correspondant de la chaîne MCMC - méthode *ToA* - Anisotropie du profil de la vitesse de groupe.

TABLE 5.17 – Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque monolithique, impact 14 mm.

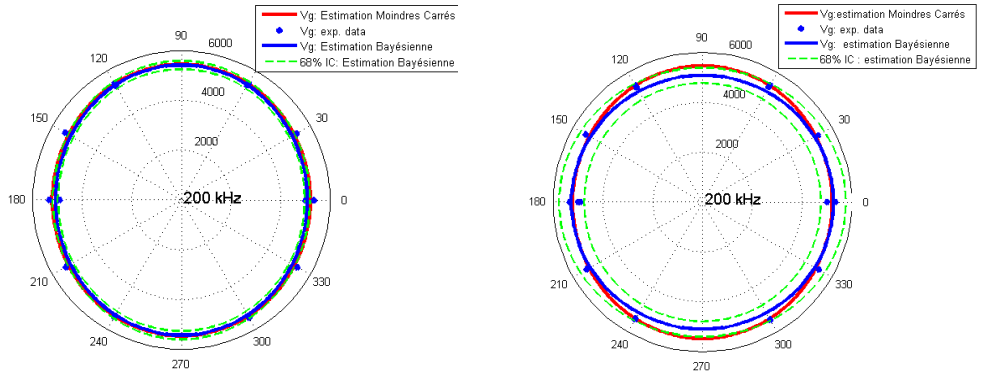
	ToA				*TDoA*			
Param. PDF	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)
μ	287.8	139.6	5085	5440	290.6	140.1	5269	5092
σ	3.7	4.5	107	170	8.9	5.0	499	306
Erreur	12.2	10.4	2.4 %	0.6 %	9.4	9.9	-1.05 %	6.9 %



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.38 – Résultats expérimentaux pour la plaque monolithique 6B (impact 14 mm) : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

On peut observer à partir des résultats présentés dans le tableau 5.17 que les deux méthodes de localisation (ToA et TDoA) conduisent à des résultats qualitatifs satisfaisants avec de faibles erreurs pour chacun des paramètres estimés. De plus le profil de vitesse de groupe estimé est en bonne concordance avec le profil nominal, ce qui valide une fois de plus le modèle paramétrique proposé pour la vitesse de groupe.



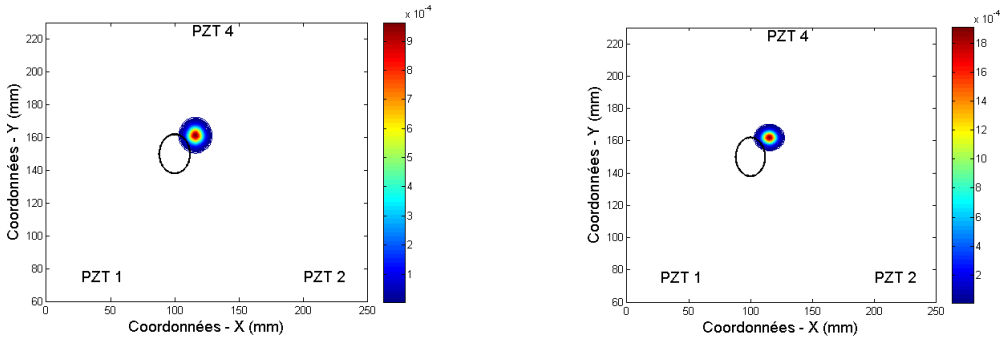
(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.39 – Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA (b) TDoA.

La même procédure est appliquée pour la localisation Bayésienne de l'impact de 22 mm (plaque 6D). Les paramètres estimés, les intervalles de confiance associés ainsi que les erreurs d'estimation sont listés dans le Tableau 5.18. La zone du dommage estimée est présentée sur la figure 5.40 pour les méthodes ToA et TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage, tandis que le contour PDF représente la zone estimée.

TABLE 5.18 – Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque monolithique, impact 22 mm.

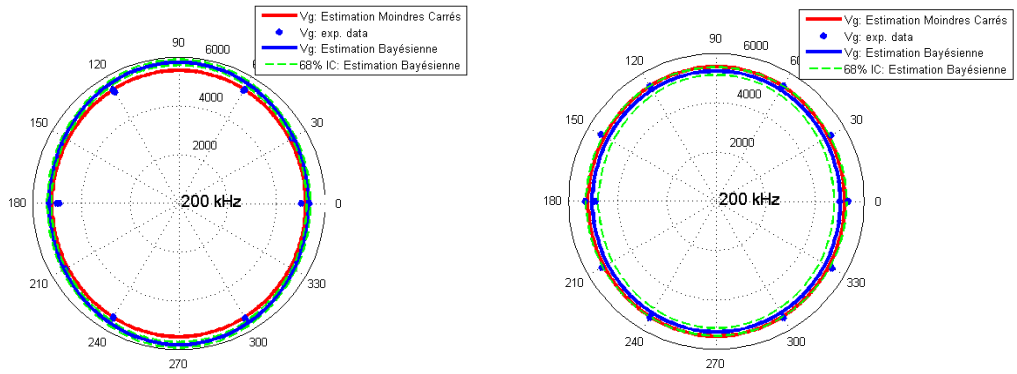
	ToA				*TDoA*			
Param. PDF	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)	x_d (mm)	y_d (mm)	a (m/s)	b (m/s)
μ	115.1	160.2	5325	5803	114.2	160.9	5038	5300
σ	3.9	3.2	81	118	3.6	2.5	255	157
Erreur	-15.1	-10.2	-2.1 %	-6.0 %	-14.2	-10.9	3.4 %	3.1 %



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.40 – Résultats expérimentaux pour la plaque monolithique (6D, impact 22 mm) : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA, (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

La figure 5.41 montre la comparaison entre les profils de vitesse de groupe réels et estimés ainsi que les intervalles de confiance associés (68%, $\pm\sigma$). On observe une bonne estimation de ces profils pour chacune des méthodes de localisation considérées, ce qui valide une fois de plus le modèle paramétrique proposé et ceci pour les deux méthodes de localisation discutées.



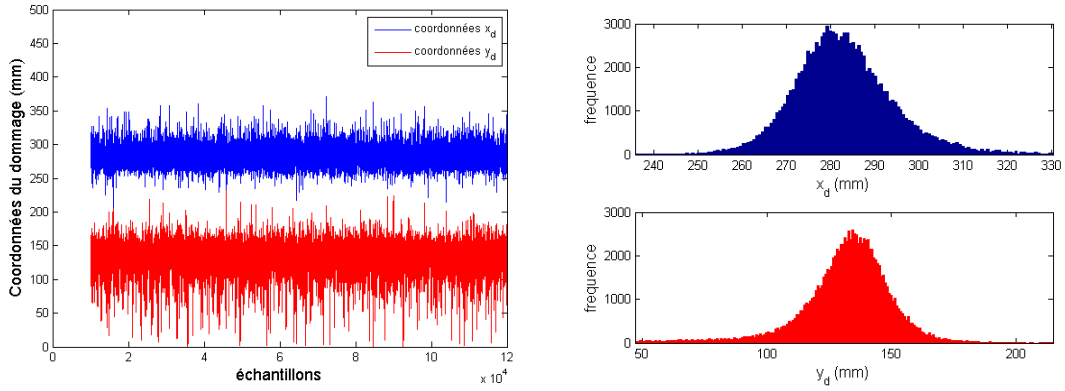
(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.41 – Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA, (b) TDoA.

◇ Plaque sandwich

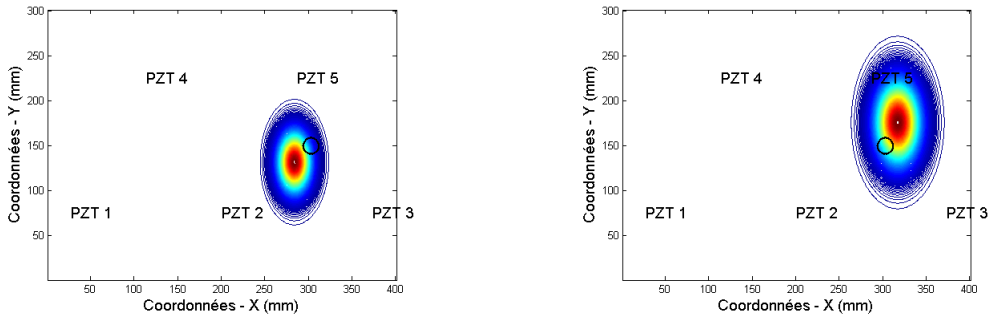
L'algorithme d'estimation Bayésienne proposé a également été utilisé pour la localisation de dommage dans la plaque sandwich, dans un cadre expérimental. Le dommage considéré est un impact de diamètre 18 mm (plaque 8B, voir tableau 3.9). Les coordonnées du dommage sont (303,150) mm. La fréquence centrale du signal d'excitation est de 50 kHz. Le profil de la vitesse de groupe à cette fréquence est quasi-isotrope comme le montre la figure 5.9b. Le vecteur de paramètres à estimer est toujours $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d, a, b]$.
La procédure MCMC décrite précédemment est appliquée pour la localisation de dommages pour cette nouvelle configuration. Comme dans l'étude numérique, on suppose des distributions *a priori* sur chacun des paramètres : x_d, y_d sont uniformément distribués sur [0,400] mm, [0,300] mm respectivement, et les paramètres du profil de la vitesse de groupe a, b, sont distribués suivant une loi normale de moyenne égale aux valeurs nominales estimées par moindres carrés (a =4282.5 m/s et b = 4411.4 m/s, voir section 5.2.2.4) et de variance égale à la variance observée dans les données expérimentales (de l'ordre de 500 m/s). Comme précédemment, 120000 tirages ont été réalisés pour la construction de la chaîne MCMC pour chacun des paramètres. Les premiers 10000 échantillons sont considérés comme du *burn-in*. L'histogramme de chacun des paramètres estimés est construit en considérant le reste des échantillons. Les histogrammes exhibent une tendance Gaussienne comme le montre la figure 5.42 pour les coordonnées du dommage et pour la méthode ToA. Nous avons donc utilisé une loi normale pour l'ajustement des histogrammes pour chaque paramètre estimé et pour chacune des méthodes ToA et TDoA. Les paramètres estimés, les intervalles de confiance associés et les erreurs d'estimation sont listés dans le tableau 5.19. La densité de probabilité estimée de la zone du dommage

est représentée sur la figure 5.43 correspondant aux deux méthodes ToA et TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage tandis que le contour PDF représente la zone estimée.



(a) (b)

FIGURE 5.42 – Résultats expérimentaux, plaque sandwich : (a) chaîne MCMC pour les coordonnées du dommage (impact 18 mm) (b) Histogrammes correspondant de la chaîne MCMC - méthode des *ToA* - Anisotropie du profil de la vitesse de groupe.



(a) ToA. (b) TDoA.

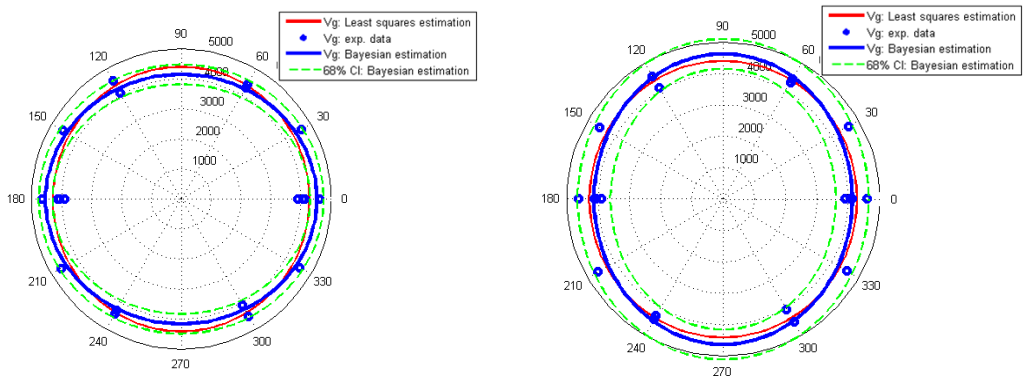
FIGURE 5.43 – Résultats expérimentaux pour la plaque sandwich : PDF sur la position du dommage - vue 2D (a) ToA, (b) TDoA. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

TABLE 5.19 – Résultats d'estimation et intervalles de confiance associés : étude expérimentale, plaque sandwich, impact 18 mm.

	ToA				*TDoA*			
Param. PDF	x_d (mm)	y_d (mm)	a(m/s)	b(m/s)	x_d(mm)	y_d(mm)	a(m/s)	b(m/s)
μ	283.0	130.9	4534.4	4160.2	316.3	174.9	4132	4639
σ	11.8	20.9	224.6	330.3	16.07	28.8	525.7	475.4
Erreur	20	19.1	-5.89 %	5.68 %	13.3	24.9	3.5 %	-5.16%

La figure 5.44 montre la comparaison entre les profils de vitesse de groupe réels et estimés ainsi que les intervalles de confiance associés (68%). On remarque que les

profils de vitesse de groupe sont assez bien estimés, même si l'estimation pour la méthode TDoA présente une plus forte variance. Néanmoins, les résultats indiqués dans le tableau 5.19 montrent que les erreurs liées aux estimations (par rapport aux valeurs nominales) restent relativement faibles, et ce pour tous les paramètres. Cette remarque valide et justifie une fois de plus notre algorithme Bayésien ainsi que le profil paramétrique proposé pour traiter le problème de l'anisotropie.



(a) ***ToA*** (b) ***TDoA***

FIGURE 5.44 – Comparaison entre les profils de vitesse de groupe nominal et estimé (a) ToA, (b) TDoA.

5.4 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre des algorithmes de localisation d'endommagements dans les structures composites anisotropes. Ces algorithmes requièrent l'extraction des ToFs, à partir de l'onde diffractée par le dommage, à l'aide de techniques avancées de traitement du signal (CWT+HT) ainsi que l'estimation de la vitesse de groupe. La nature anisotrope des matériaux constituant les structures étudiées nous a conduit à proposer une expression paramétrique originale pour le profil de la vitesse de groupe afin de modéliser l'anisotropie dans le matériau. Ce modèle paramétrique a été intégré dans les équations de localisation de dommages. Ce profil a été validé d'une part à l'aide des données expérimentales de vitesse de groupe (estimées) et d'autre part pour la localisation de dommages dans les structures présentant une forte anisotropie. Une approche de quantification des incertitudes sur la localisation, basée sur un système d'identification Bayésien, a également été développée intégrant le profil paramétrique de vitesse de groupe proposé. Le cadre Bayésien proposé permet de prendre en compte les incertitudes d'estimation des ToFs ainsi que la variabilité de la vitesse de groupe dans le matériau due aux incertitudes liées aux propriétés mécaniques de ce dernier. Cette démarche a été validée par des études numériques et expérimentales réalisées sur des plaques composites monolithiques et sandwich anisotropes. Les résultats numériques et expérimentaux ont permis de valider cette démarche de localisation Bayésienne, pour différents dommages à différentes positions et pour des structures présentant une forte anisotropie. Ces résultats mettent en relief la nécessité de prendre en compte l'anisotropie du matériau afin d'améliorer la localisation des dommages. De plus, l'approche Bayésienne se montre plus efficace et plus précise que l'approche déterministe par imagerie. Enfin, l'ensemble des résultats obtenus montrent que la méthode ToA conduit à des résultats plus précis que celle TDoA. En revanche il convient de préciser que l'approche proposée suppose que la vraisemblance des ToF estimés est donnée par une distribution Normale. Cette hypothèse forte peut être mise à défaut en pratique car les observations ne sont pas toujours décrits par cette loi. Une amélioration possible de cette approche consiste à réaliser une estimation de la distribution des ToF. Elle peut se faire par approche non paramétrique par noyau (fenêtre de Parzen) comme cela a été fait par Yu and Su (2012), afin d'estimer un modèle vraisemblable, basé sur les données des estimations des ToF, pour décrire ces derniers. D'autre part, les techniques MCMC demandent en général plus de temps de calcul que les méthodes déterministes (qui sont moins précises). Par exemple sur des cas testés dans cette étude, on peut atteindre des facteurs de 3 à 4 en fonction du nombre de PZT considérés et du nombre de tirages réalisés. Un compromis entre temps de calcul et précision des résultats doit donc être fait. Des approches MCMC associées à des techniques de réduction de la variance, telles que l'échantillonnage préférentiel (Botev et al., 2013), peuvent alors être considérées afin d'avoir une convergence rapide de la chaîne, réduisant ainsi le nombre de tirages.

Chapitre 6

Prise en compte de l'effet de la température dans la démarche de localisation d'endommagements

6.1 Introduction

L'un des problèmes fondamentaux auxquels on est confrontés lors de l'implémentation d'un système de contrôle santé par ondes de Lamb est la prise en compte des variations des conditions environnementales et opérationnelles. En effet, les variations des conditions environnementales telles que la température causent des modifications dans les signaux mesurés. Ces modifications en général entrainent sur ces signaux mesurés, des variations d'amplitude et de phase instantanées. Par conséquent, même en l'absence d'endommagements, les signaux mesurés sur une même structure à des températures différentes présentent des écarts ; ceci du fait de la variation des propriétés mécaniques de la structure avec la température d'une part et de la fluctuation avec la température des performances des éléments actifs (PZT) utilisés pour l'excitation et la mesure d'autre part (Lu and Michaels, 2005; Roy et al., 2014). La non-compensation en température de ces grandeurs, lors des démarches de détection et de localisation d'endommagements conduit en général à un taux de fausses alarmes élevées [1]. Plusieurs méthodes de compensation des effets de la température dans le cadre du contrôle santé par ondes guidées ont été proposées. Ces techniques se divisent en deux groupes. Le premier groupe concerne les techniques basées sur le choix optimal du signal de référence à une température quelconque à partir d'une base de données « complète » construite à partir de mesures à différentes températures (Konstantinidis et al., 2006; Lu and Michaels, 2005) (optimal baseline selection-OBS). Le second groupe est basé sur des modèles qui sont construits pour décrire l'effet des variations de température sur la propagation des ondes (Michaels and Michaels, 2005; Roy et al., 2014; Wang et al., 2014, 2013)(baseline signal stretch - BSS). Ces deux approches ont été présentées dans la section 2.8.4. La difficulté dans l'implémentation de toutes ces techniques de compensation est liée à la construction de modèles de variation avec la température des grandeurs physiques caractérisant

1. Ici la notion de fausse alarme concerne la localisation du dommage. Dans ce cas, l'algorithme conduit à des résultats de localisation erronés ou aberrants.

la modification des signaux. Dans cette étude, nous proposons une méthodologie de compensation de l'effet de la température sur les signaux par un algorithme d'apprentissage Bayésien. Cette approche se classe dans le groupe des approches BSS. L'approche proposée est basée sur une représentation analytique du signal de référence (via la transformée de Hilbert). Cette représentation permet d'extraire à la fois l'amplitude et la phase instantanées des signaux et donc de considérer simultanément des variations de ces deux quantités avec la température. Ainsi, à partir d'un signal de référence mesuré à une température T quelconque, on estime le facteur d'amplitude et le déphasage qu'il faut appliquer au signal de référence à température T_B, minimisant ainsi l'écart entre ces deux signaux de référence. En effectuant cette estimation pour un ensemble de valeurs de températures, un apprentissage est effectué sur les facteurs d'amplitude et les déphasages obtenus. De cet apprentissage, un modèle de régression de ces grandeurs avec la température est construit et le signal à une température quelconque T (dans la plage de température considérée) peut être reconstruit. La méthode d'estimation que nous avons utilisée est basée sur une inférence Bayésienne. Le théorème de Bayes permet d'avoir l'expression des distributions a posteriori sur ces grandeurs. Ces distributions sont estimées par une méthode de Monte-Carlo par Chaine de Markov (MCMC) basée sur l'algorithme de Métropolis-Hastings avec échantillonnage de Gibbs. La robustesse de l'algorithme proposé est validée par des études expérimentales et numériques sur les plaques monolithiques et sandwich décrites en section 3.3.2.

6.2 Présentation du problème

Les effets liés à la température qui affectent les performances d'un système SHM par ondes de Lamb sont généralement liés à la dépendance avec la température des performances des éléments piézoélectriques (capteurs,actionneurs) utilisés pour l'excitation et la mesure des signaux, ainsi que la variation avec la température des propriétés mécaniques de la structure étudiée (Raghavan and Cesnik, 2008). Ces effets sont généralement observés comme une modification de l'amplitude et de la phase instantanées des signaux mesurés, causés par une variation de la vitesse de groupe et de l'atténuation des ondes mesurés. A titre d'exemple, la figure 6.1 illustre l'effet de la température sur les signaux mesurés sur une plaque composite monolithique saine (sans dommage) à deux températures différentes (16°C et 85°C,) sur une fenêtre temporelle de [0.08 - 0.115] ms (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1). On observe à la fois une variation d'amplitude instantanée et de la phase instantanée du signal dues à une variation de température.

En présence d'un endommagement dans la structure on observe également ces effets dans les signaux, comme le montre la figure 6.2 pour un dommage de type impact dans l'une des plaques monolithiques (6B). On observe sur cette figure une variation d'amplitude et de phase instantanées, cette fois-ci due à la présence du dommage. La difficulté dans la démarche de détection et de localisation consiste alors à discriminer les effets liés aux variations de température de ceux liés à la présence du dommage, afin de minimiser le taux de fausses alarmes.

La figure 6.3 rappelle brièvement la démarche de localisation d'endommagements que nous avons développée dans le cadre de ce travail. Comme nous l'avons détaillé

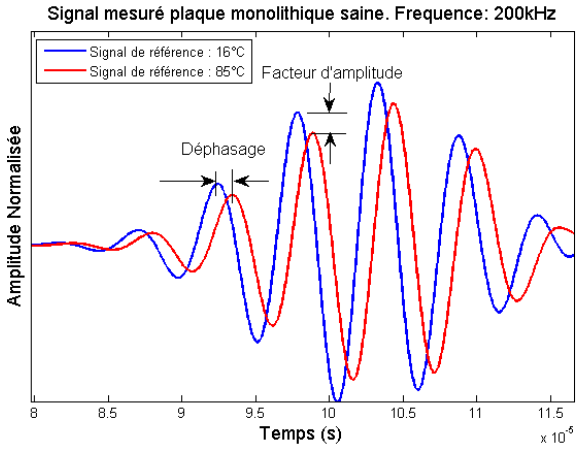


FIGURE 6.1 – Illustration de l'effet des variations de température sur les signaux : données expérimentales, plaque composite monolithique (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1).

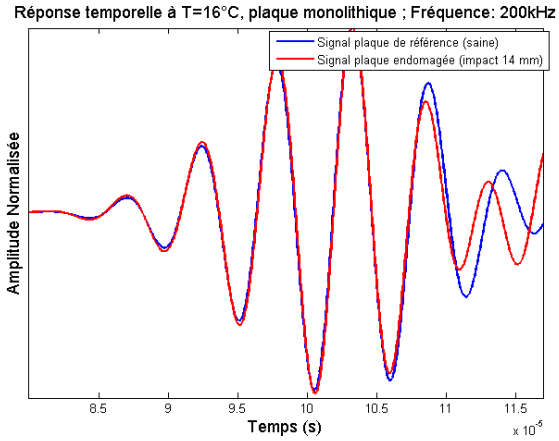


FIGURE 6.2 – Illustration de l'effet du dommage sur les signaux à la même température : données expérimentales, plaque composite monolithique, impact 14 mm (les amplitudes des signaux ont été normalisées à 1).

dans le chapitre précédent, elle est basée sur le calcul de la différence entre les signaux mesurés dans les états de référence et endommagé. On considère ici la différence des signaux afin d'extraire la signature de l'endommagement et ainsi de s'affranchir des réflexions sur les frontières de la structure. Cette approche suppose que la configuration expérimentale reste la même pour les deux états (moyens d'excitation et de mesure, positionnement des éléments actifs, conditions aux limites, température, etc, ...). Si les signaux dans les deux états sont mesurés à la même température, on a dans la différence des signaux, une signature liée uniquement à la présence de l'endommagement comme le montre la figure 6.3. Par contre, dans le cas où les signaux sont mesurés à deux températures différentes, on aura dans la différence des signaux, à la fois la signature liée à la présence de l'endommagement et une signature liée à la variation de température comme schématisé Figure 6.4. Dans ce dernier cas, une simple soustraction des signaux ne permet pas de discriminer la signature

liée à la présence de l'endommagement de celle liée à la variation de température. Pour résoudre ce problème, nous avons proposé un algorithme de compensation de l'effet de la température sur les signaux afin de corriger l'effet liée à une variation de température dans la démarche de localisation d'endommagement.

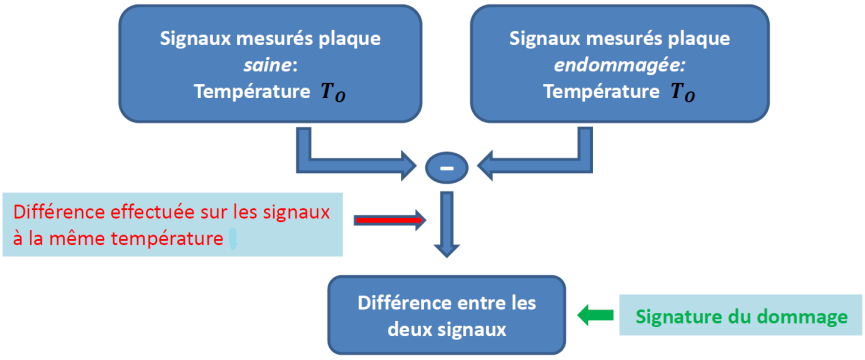


FIGURE 6.3 – Démarche de localisation d'endommagements (signaux mesurés à la même température)

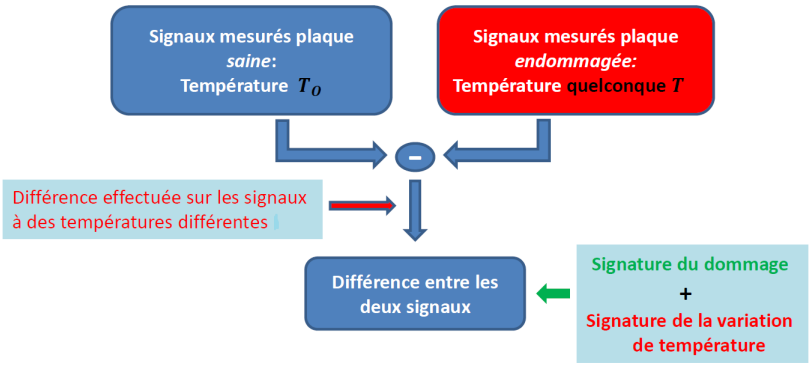


FIGURE 6.4 – Démarche de localisation d'endommagements (signaux mesurés à des températures différentes)

6.3 Approche proposée pour la compensation de l'effet de la température

6.3.1 Modèle

Comme nous l'avons expliqué précédemment, des variations de température lors de l'acquisition des signaux ont pour effet une variation de l'amplitude et de la phase instantanées de ces signaux. Considérant cet aspect, on peut supposer que l'effet d'une variation de température sur un signal $x(t)$ peut être représenté par la

transformation :

$$x(t) \xrightarrow{\text{Effet Température}} A(t,T)x(t - t_r(t,T)) \tag{6.1}$$

où $A(t,T)$ est le facteur d'amplitude instantanée à la température T et $t_r(t,T)$ est un temps de retard dans la propagation des ondes, qui dépend de la température. Étant donné que seul le premier paquet d'onde est suffisant pour extraire les ToF afin de réaliser la localisation du dommage (voir section 5.2.3.1), nous ne considérons que la fenêtre temporelle contenant ce premier paquet d'onde.

En supposant constants $t_r(t,T)$ et $A(t,T)$ dans une fenêtre temporelle spécifique, les effets d'un temps de retard de propagation causent un déphasage global du signal dans cette fenêtre temporelle. Par conséquent, le temps de retard peut s'écrire comme :

$$t_r(t,T) = (1 - \alpha(T))t \tag{6.2}$$

où $\alpha(T)$ est un coefficient « d'étirement » qui dépend de la température (Harley and Moura, 2012). Le facteur d'amplitude instantanée $A(t,T)$ devient $A(T)$. Sur la base de ces hypothèses, l'effet de la température sur les signaux peut se modéliser de façon plus simple :

$$x(t) \xrightarrow{\text{Effet Température}} A(T)x(\alpha(T)t) \tag{6.3}$$

6.3.2 Transformée de Hilbert pour l'extraction des paramètres

Pour tout signal réel $x(t)$, on peut définir sa représentation analytique $z(t)$ (complexe) à l'aide de la transformée de Hilbert :

$$z(t) = x(t) + j\mathcal{H}\{x\}(t) = \widehat{x}(t)e^{j\phi(t)} \tag{6.4}$$

où $\mathcal{H}\{x\}(t)$ représente la transformée de Hilbert du signal x(t). $\widehat{x}(t)$ et $\phi(t)$ représentent respectivement l'enveloppe et la phase instantanée du signal $x(t)$, et sont définis par :

$$\widehat{x}(t) = \sqrt{x^2(t) + \mathcal{H}\{x\}^2(t)}, \qquad \phi(t) = \arctan\left[\frac{\mathcal{H}\{x\}(t)}{x(t)}\right]. \tag{6.5}$$

Pour deux signaux $x_B(t)$ (signal de référence à la température T_B) et $x_T(t)$ (signal de référence à la température T) si la relation (6.3) est satisfaite, l'effet de la température peut être compensé en appliquant un facteur d'amplitude et un déphasage au signal à la température T. Ainsi, la représentation analytique du signal à la température T est reliée à celle à la température T_B par :

$$z_T(t) = A(T)z_B(t)e^{j(\phi_B(t) - \phi_T(t))} \tag{6.6}$$

où $\phi_B(t)$ et $\phi_T(t)$ sont les phases instantanées des signaux $x_B(t)$ et $x_T(t)$ respectivement, et $A(T)$ le facteur d'amplitude entre ces deux signaux. En supposant constants

$\phi_B(t)$ et $\phi_T(t)$ dans une fenêtre temporelle de durée fixée, l'équation (6.6) peut se simplifier comme :

$$z_T(t) = A(T) z_B(t) e^{j\varphi(T)} \tag{6.7}$$

avec $\varphi(T) = \phi_B - \phi_T$. L'équation (6.7) traduit la relation entre les représentations analytiques des signaux $x_B(t)$ et $x_T(t)$. Après correction d'amplitude et de phase en utilisant l'équation (6.7), le signal réel $x_T(t)$ peut être reconstruit à partir de sa forme analytique :

$$x_T(t) = \mathrm{Re}(z_T(t)) \tag{6.8}$$

où $\mathrm{Re}(\cdot)$ désigne la partie réelle.
Le problème de compensation de l'effet de la température sur les signaux revient alors à estimer les paramètres de compensation $A(T)$ et $\varphi(T)$, permettant d'exprimer un signal en fonction de l'autre à une température T. Cette estimation est formulée comme un problème d'identification paramétrique, qui peut être effectuée dans un cadre déterministe ou probabiliste. Nous notons dans toute la suite le vecteur des paramètres inconnus à estimer $\boldsymbol{\theta} = [A, \varphi]^{\mathrm{T}}$.

6.3.3 Approche déterministe pour l'estimation paramétrique

L'estimation déterministe du vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta} = [A, \varphi]^{\mathrm{T}}$ est réalisée dans un premier temps à l'aide de l'algorithme de Levenberg–Marquardt. Pour l'estimation des paramètres de compensation, la fonction à minimiser se met sous la forme :

$$J(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{i=1}^{N} [x_T(t_i) - x_e(t_i; \boldsymbol{\theta})]^2 \tag{6.9}$$

où $x_T(t_j)$ représente les échantillons (signal discret) du signal de référence à la température T et $x_e(t_j; \boldsymbol{\theta})$ représente les échantillons du signal estimé (reconstruit) à la même température en utilisant le modèle décrit par les équations (6.7) et (6.8). N est le nombre d'échantillons dans la fenêtre temporelle considérée. La solution au problème de minimisation de l'équation (6.9), au sens des moindres carrés est donnée par :

$$\boldsymbol{\theta}_{min} = \underset{\boldsymbol{\theta} \in \mathbb{R}^2}{\arg\min}\, J(\boldsymbol{\theta}) \tag{6.10}$$

Le résultat de cette estimation déterministe sera ensuite comparé à celui de l'estimation Bayésienne, décrite dans la prochaine section, afin de valider la convergence de cette dernière. La démarche probabiliste sera ensuite retenue dans toute la suite, car elle permet de prendre en compte les incertitudes de modèle et de mesure dans la construction du modèle de régression pour la compensation.

6.3.4 Approche Bayésienne pour l'estimation paramétrique

On s'intéresse dans cette section à l'estimation du vecteur de paramètres inconnus $\boldsymbol{\theta} = [A, \varphi]^{\mathrm{T}}$ dans un cadre probabiliste. On suppose des erreurs de modélisation

dans le modèle de compensation de la température donné par les équations (6.7) et (6.8) ainsi que des incertitudes dans la mesure des signaux, que l'on peut décrire par un processus stochastique noté $\epsilon(t)$. La description probabiliste du modèle de compensation, prenant en compte ces incertitudes peut s'écrire sous la forme :

$$x_T(t_j) = x_e(t_j; \boldsymbol{\theta}) + \epsilon(t_j), \qquad j = 1, \cdots N \tag{6.11}$$

Si on suppose que $\epsilon(t)$ peut être décrit par un processus Gaussien de moyenne nulle et de variance σ_ϵ^2, alors sa fonction de vraisemblance s'écrit :

$$p(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) = \frac{1}{(2\pi\sigma_{\epsilon_1}^2)^{N/2}} \exp\left(-\frac{J(\boldsymbol{S}, \boldsymbol{\theta})}{2\sigma_\epsilon^2}\right), \tag{6.12}$$

où

$$J(\boldsymbol{S}, \boldsymbol{\theta}) = \sum_{i=1}^{N} [x_T(t_i) - x_e(t_i; \boldsymbol{\theta})]^2$$

La fonction de vraisemblance $p(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2)$ est une description probabiliste des échantillons du signal $\boldsymbol{S} = [x_T(t_1), x_T(t_2), \cdots, x_T(t_N)]$, étant donnés les échantillons estimés via le modèle (6.7) et (6.8) et le vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta}$. N est le nombre d'échantillons dans la fenêtre temporelle. Supposant connue la fonction de distribution de probabilité jointe a priori $p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2)$ du vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta}$ et du processus $\epsilon(t)$ et la fonction de vraisemblance $p(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2)$, on peut exprimer la fonction de distribution jointe a posteriori $p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{S})$ via le théorème de Bayes :

$$p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{S}) = \frac{p(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2)}{p(\boldsymbol{S})} \tag{6.13}$$

le terme :

$$p(\boldsymbol{S}) = \int p(\boldsymbol{S}|\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) d\boldsymbol{\theta} d\sigma_\epsilon^2$$

au dénominateur est un facteur de normalisation, qui permet de garantir que $p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{S})$ soit bien une densité de probabilité. Comme pour 5.20, nous adoptons un raisonnement proportionnel. Ainsi, la distribution marginale de chacun des paramètres θ_k ($k = 1, 2$) peut alors être obtenue en effectuant une intégration de l'équation (6.13) par rapport à la variance σ_ϵ^2 et par rapport à tous les paramètres autres que θ_k :

$$p(\theta_k|\boldsymbol{S}) \propto \int p(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2|\boldsymbol{S}) p_\pi(\boldsymbol{\theta}, \sigma_\epsilon^2) d\boldsymbol{\theta}_{-k} d\sigma_\epsilon^2 \tag{6.14}$$

où la notation $\int d\boldsymbol{\theta}_{-k} d\sigma_\epsilon^2$ désigne une intégration multidimensionnelle sur tous les paramètres autres que θ_k. Le calcul de l'intégrale (6.14) conduit à l'estimation de la fonction de distribution *a posteriori* du facteur d'amplitude A et du déphasage φ. Les propriétés de cette intégrale sont identiques à celle décrite dans la section 5.3.3 (équation (5.22)) et son calcul est réalisé comme précédemment par une méthode d'échantillonnage de Monte Carlo par Chaine de Markov (MCMC), telle que détaillée dans la section 5.3.4.

6.3.5 Méthode des moindres carrés ordinaires pour la régression de modèle

Dans la section précédente nous avons décrit comment les paramètres A et φ pouvaient être estimés à une température donnée T. Considérant une plage de température $\{T_1, \ldots, T_M\}$, on peut construire un modèle de régression pour ces paramètres, basé sur les résultats d'estimation MCMC pour chacune des températures T_i $(i = 1 : M)$. Désignons par $f(\boldsymbol{P}, T)$ la fonction définissant le modèle régression à déterminer. Elle dépend de la température et d'un vecteur de paramètres $\boldsymbol{P}$ à estimer. L'estimation de $\boldsymbol{P}$ peut se faire par la méthode des moindres carrées, basée sur les résultats d'apprentissage de A et φ à différentes températures dans la plage considérée. Ainsi le vecteur de paramètres $\boldsymbol{P}$ est obtenu en minimisant l'erreur quadratique (EQ) entre les observations y_i (A ou φ, estimés par MCMC) et le modèle $f(\boldsymbol{P}, T_i)$ à chaque température T_i :

$$\mathrm{EQ} = \sum_{i=1}^{M} \left[y_i - f(\boldsymbol{P}, T_i)\right]^2, \tag{6.15}$$

La forme de la fonction de régression $f(\boldsymbol{P}, T)$ dépend de la tendance des points appris y_i avec la température. Une fois le vecteur de paramètres $\boldsymbol{P}$ estimé, on construit le modèle de régression pour A et φ ; on peut alors reconstruire un signal à une température quelconque T_q dans la plage considérée à partir du signal de référence $x_B(t)$ à la température T_B et du modèle de régression $f(\boldsymbol{P}, T)$ en utilisant le modèle (6.7) et (6.8).

6.3.6 Méthodologie de compensation de l'effet de la température et reconstruction des signaux

La figure 6.5 illustre la procédure de compensation et de reconstruction des signaux à une température quelconque. La procédure globale est décrite par les six étapes séquentielles suivantes :

Étape 1 Mesurer un ensemble de signaux $\{\boldsymbol{S}_B, \boldsymbol{S}_1, \cdots, \boldsymbol{S}_M\}$ à $M + 1$ températures différentes $\{T_B, T_1, \cdots, T_M\}$ sur la structure étudiée. La valeur de M dépend de la plage de température et de l'incrément en température considérés.

Étape 2 Considérer deux signaux, le signal de référence $\boldsymbol{S}_B$ à la température T_B et un autre signal de référence $\boldsymbol{S}_q$ $(q \in \{1, \cdots, M\})$ à la température T_q, fixer la valeur de la fenêtre temporelle pour l'analyse. Si l'on souhaite compenser l'effet de la température pour la localisation de dommage, la durée de la fenêtre temporelle doit couvrir le premier paquet d'onde.

Étape 3 Estimer le facteur d'amplitude $A(T_q)$ et le déphasage $\varphi(T_q)$ entre ces deux signaux. L'estimation est réalisée par les algorithmes d'estimation décrits plus haut (Moindre carrés ou MCMC).

Étape 4 Répéter les étapes 2 et 3 pour les M couples de signaux $\{\boldsymbol{S}_B, \boldsymbol{S}_q\}$, $q \in \{1, \cdots, M\}$ dans la base de données.

Étape 5 Construire des modèles de régression $\hat{A}$ et $\hat{\varphi}$ en fonction de la température, pour les paramètres A et φ en utilisant l'ensemble des valeurs estimées $A(T_q)$ et $\varphi(T_q)$ pour chaque température T_q.

Étape 6 Reconstruire un signal à la température T quelconque dans la plage considérée, en utilisant le signal de référence $x_B(t)$ à la température T_B et les paramètres $\hat{A}(T)$ et $\hat{\varphi}(T)$ estimés à partir du modèle de régression. Le modèle de reconstruction de ce signal est celui donné par les équations (6.7) et (6.8).

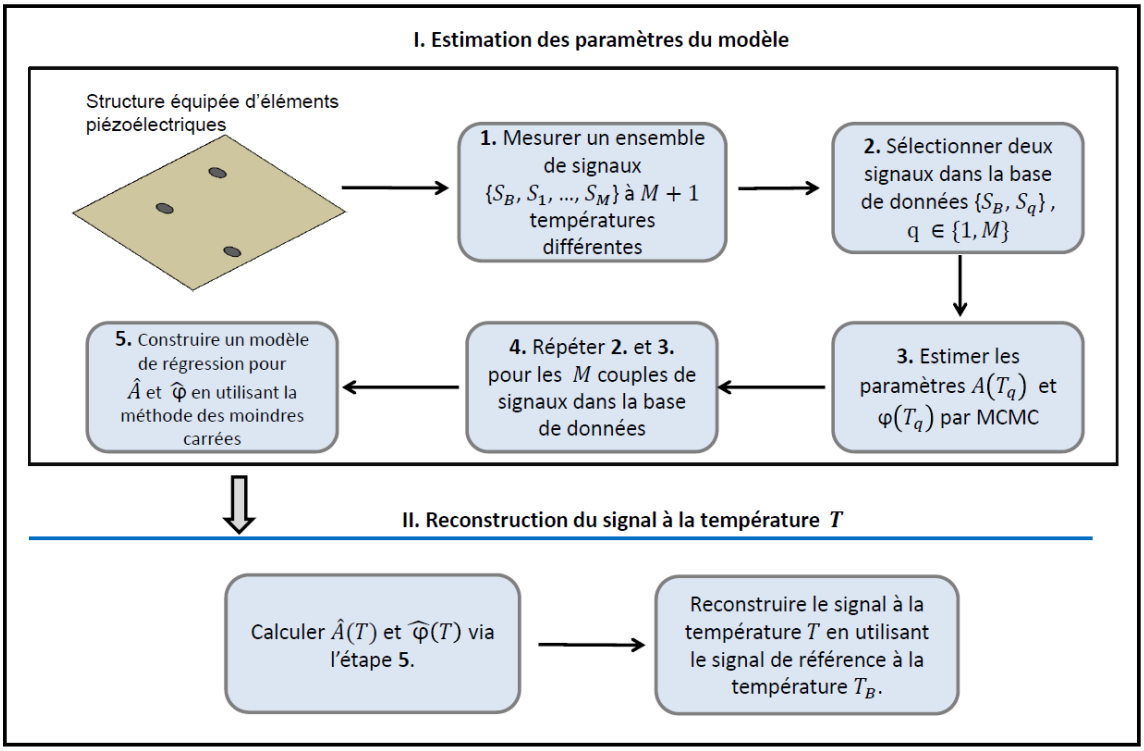


FIGURE 6.5 – Approche proposée pour la compensation de l'effet de la température et la reconstruction des signaux

Le critère suivant est utilisé pour quantifier l'erreur sur la compensation (en dB) :

$$\text{MaxError} = 20 \log \left[\frac{\max |x_{\text{reconstruit}}(t,T) - x_{\text{mesuré}}(t,T)|}{\max |x_{\text{mesuré}}(t,T)|} \right] \tag{6.16}$$

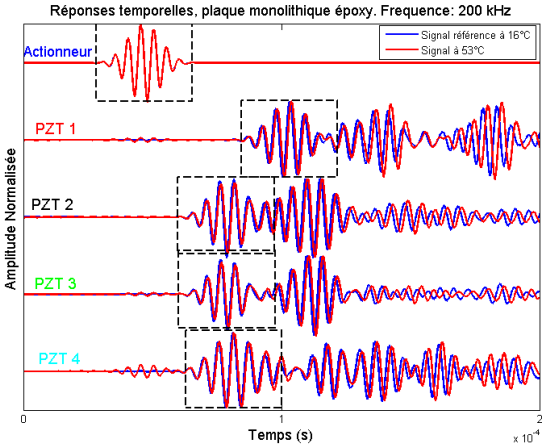
où $x_{\text{reconstruit}}(t,T)$ et $x_{\text{mesuré}}(t,T)$ désignent respectivement les signaux reconstruit (via les modèles (6.7) et (6.8)) et mesurés expérimentalement à la température T. Le seuil de compensation est fixé en fonction de la taille du dommage que l'on veut détecter et sera discuté plus loin dans ce chapitre. Une bonne compensation se traduit par des petites valeurs pour MaxError (en dessous du seuil de compensation) tandis qu'une mauvaise compensation conduit à des valeurs élevées de MaxError (au dessus du seuil de compensation). Le seuil de compensation, que l'on introduira plus loin dans ce chapitre, désigne la valeur maximale de MaxError au delà de laquelle la compensation est considérée comme mauvaise, sur la base de notre modèle. Ce seuil de compensation n'a de sens que si l'on souhaite effectuer une localisation après compensation et il dépend de la taille du dommage que l'on souhaite localiser.

6.4 Validation de la démarche de compensation sur les plaques monolithiques et sandwich

6.4.1 Étude expérimentale : plaque monolithique époxy

La validation expérimentale de la méthodologie de compensation de l'effet de la température a été réalisée sur les plaques composites de géométries simples, décrites en section 3.3.2. Nous présentons dans cette section les résultats obtenus pour la plaque époxy monolithique.
La première étape de la démarche expérimentale consiste à faire l'acquisition des signaux sur une plaque monolithique saine (sans dommage) dans un environnement de température ambiante. La valeur de la température ambiante, supposée de référence, est de $T_B = 16°\text{C}$. Ensuite, la plaque est placée dans un four et l'acquisition des signaux a été réalisée à nouveau pour quatre valeurs de température $\{38°\text{C}, 53°\text{C}, 69°\text{C}, 85°\text{C}\}$. Un thermocouple, placé sur un échantillon (coupon) ayant les même propriétés mécaniques que la plaque étudiée permet de contrôler la valeur de la température et renseigner ainsi la valeur de la température sur la plaque étudiée. La figure 6.6a montre la plaque monolithique époxy placée dans le four.
La figure 6.6b montre le signal mesuré aux PZTs 1 à 4 lorsque le PZT 5 agit comme actionneur à deux valeurs de température différentes (16°C et 53°C). Comme on pouvait s'y attendre, on peut observer que l'amplitude et la phase instantanées des signaux sont modifiées lorsque la température change.

(a) Plaque monolithique époxy dans le four.



(b) Signaux mesurés à 16°C et 53°C.

FIGURE 6.6 – Dispositif expérimental pour l'acquisition des signaux en température et signaux mesurés à 2 températures différentes.

6.4.1.1 Estimation du facteur d'amplitude et du déphasage

Comme décrit dans la section 6.3.6, le facteur d'amplitude et le déphasage causés par les variations de température sont estimées par la procédure MCMC et par la méthode des moindres carrés ordinaires.
La stratégie de compensation décrite dans cette étude a été appliquée uniquement au

premier paquet d'onde, correspondant à l'arrivée directe de l'onde au capteur. Une fenêtre temporelle est donc appliquée au signal et la durée de cette dernière est égale à la durée du signal d'excitation (illustrés par les rectangles pointillés noirs sur la figure 6.6b). On fait alors l'hypothèse que le facteur d'amplitude A et le déphasage φ sont constants dans cette fenêtre temporelle. La procédure d'estimation est réalisée afin d'estimer le facteur d'amplitude et le déphasage entre deux signaux : un signal de référence à la température de 16°C et un autre signal mesuré à la température 53°C.

Dans toute la suite de cette partie, les résultats d'estimation et de compensation de température concernerons le couple de température 16°C,53°C (16°C étant pris comme température de référence), la procédure restant la même pour tous les autres couples de température.

L'estimation Bayésienne est réalisée par la procédure MCMC décrite en section 5.3.4. Dans ce cas, des distributions de probabilité uniformes sont choisies comme lois *a priori* sur A et φ : A etφ distribués uniformément sur $[0,\ 3]$ et $[0,\ 2\pi]$ respectivement. La figure 6.7 montre la chaine de Markov de la variance du bruit (signal résiduel) après compensation de température. La figure 6.8a montre la chaine de Markov des paramètres A et φ estimées à la température de 53°C pour le PZT 1 agissant comme capteur, lorsque le PZT 5 agit comme actionneur. Pour la construction de la chaine MCMC pour chaque paramètre, 30000 tirages ont été considérés, dans lesquels 3000 ont été désignés comme correspondant au *burn-in*. La figure 6.8b montre les histogrammes de la chaine MCMC des paramètres estimés construits en utilisant le reste des 27000 échantillons de la chaine. Une distribution Normale est utilisée pour ajuster ces histogrammes. Les paramètres de la distribution Normale obtenue (moyenne et variance) sont listés dans le tableau 6.1, pour les PZT 1,2,3 et 4 agissant comme capteur, lorsque le PZT 5 agit comme actionneur. Les résultats de l'estimation par l'algorithme de Levenberg-Marquardt y sont également représentés pour les mêmes capteurs. Il n'y a pas de variance associée à ces estimations car l'approche est déterministe. On observe une parfaite similitude entre ces résultats. On a une convergence vers la solution optimale par ces deux approches, ce qui permet de les valider pour notre étude. Dans toute la suite, nous ne discuterons que des résultats obtenus par l'approche Bayésienne car elle permet de prendre en compte les incertitudes de mesure et de modèle, qui peuvent affecter la qualité du modèle de regression linéaire pour la compensation comme nous le verrons en section 6.4.3 dans le cas de l'étude numérique.

A partir des valeurs des paramètres A et φ estimées, on peut, à partir du signal de référence (16°C) reconstruire un signal à une température quelconque. La Figure 6.9 montre le résultat de reconstruction du signal mesuré au PZT 1 à la température de 53°C, lorsque le PZT 5 agit comme actionneur. La différence entre ce signal reconstruit à partir du modèle et le signal réel mesuré expérimentalement à 53°C y est également représentée. On observe de cette figure que le signal de différence obtenu après compensation de l'effet de la température montre une faible amplitude comparée à celui où aucune compensation n'est appliquée. De plus on a une bonne concordance entre le signal reconstruit à l'aide du modèle et le signal réel expérimental à la même température.

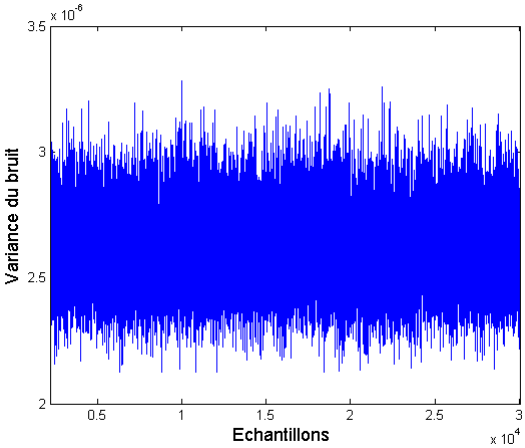
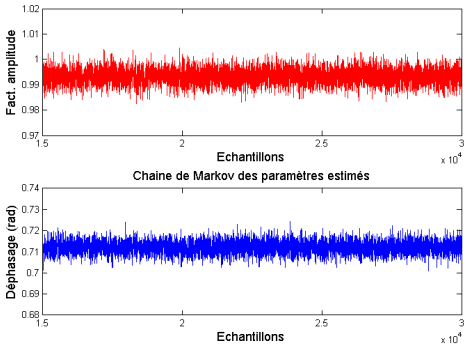
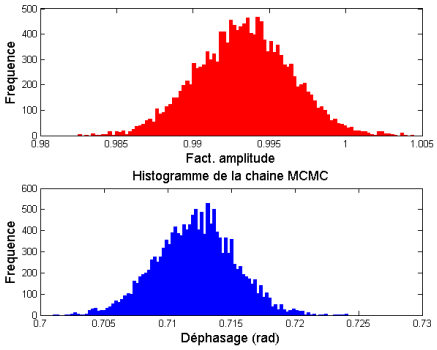


FIGURE 6.7 – Variance du bruit (σ_ϵ^2) : température 53°C, (act. 5 - Capt.1)



(a) Chaine MCMC des paramètres estimés



(b) Histogrammes correspondants

FIGURE 6.8 – Paramètres de compensation estimés à la température de 53°C, "trajet" 5-1 (act. 5 - capt. 1)

TABLE 6.1 – Paramètres de la distribution Normale associés à A et φ obtenus à partir des histogrammes et résultats d'estimation des paramètres A et φ par la méthode des moindres carrés ordinaires. T = 53°C

Approche Bayésienne - MCMC				
Paramètres	act. 5 -capt. 1	act. 5 -capt. 2	act. 5 -capt. 3	act. 5 -capt. 4
μ_A	0.9933	1.1025	1.0942	0.9949
σ_A	0.0031	0.0022	0.0020	0.0027
μ_φ (rad)	0.7121	0.4803	0.4740	0.4331
σ_φ (rad)	0.0032	0.0020	0.0018	0.0026
Moindres carrés ordinaires - Levenberg–Marquardt				
Paramètres	act. 5 -capt. 1	act. 5 -capt. 2	act. 5 -capt. 3	act. 5 -capt. 4
μ_A	0.9933	1.1025	1.0942	0.9949
σ_A	–	–	–	–
μ_φ (rad)	0.7122	0.4803	0.4739	0.4331
σ_φ (rad)	–	–	–	–

La procédure d'estimation des paramètres A et φ est répétée pour tous les autres

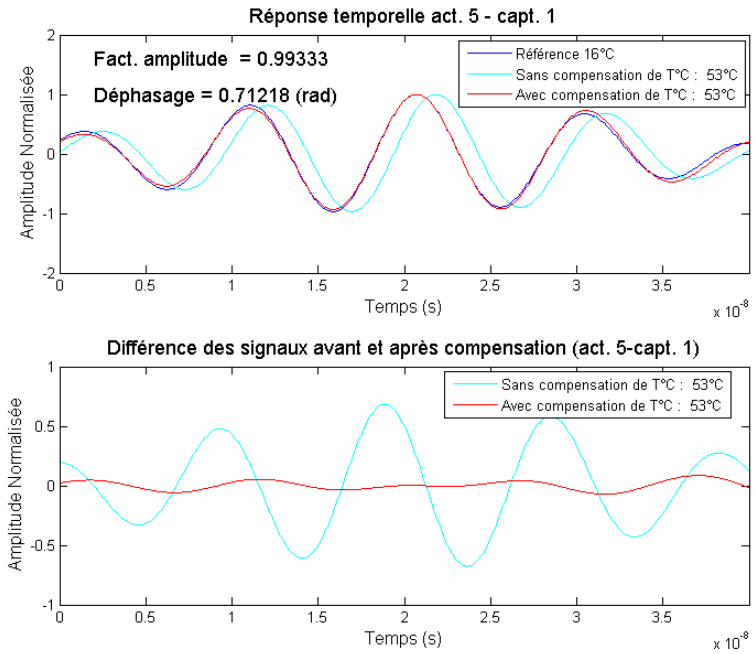


FIGURE 6.9 – Signaux avec et sans compensation de température. (haut) réponse temporelle act.5-capt. 1, (bas) différence des signaux avant et après compensation de température

couples de température afin de construire un modèle de régression de ces paramètres avec la température. Les Figures 6.10 et 6.11 (barres rouges) montrent l'évolution des paramètres A et φ avec la température pour chacun des PZT agissant comme capteur, lorsque le PZT 5 est utilisé en actionneur. La barre d'erreur de chacun des paramètres est aussi représentée, indiquant l'intervalle de confiance à 95% ($\pm 2\sigma$). De ces figures, on observe une tendance linaire dans l'évolution avec la température des paramètres du modèle de compensation. Une fonction linéaire $f(\boldsymbol{P}, T) = aT + b$, où $\boldsymbol{P} = [a, b]^T$, a donc été choisi comme modèle de régression et le vecteur de paramètres $\boldsymbol{P}$ a été estimé par la méthode des moindres carrées. Les valeurs du vecteur $\boldsymbol{P}$ sont listées dans le Tableau 6.2 pour chacun des "trajets" actionneur-capteurs, le PZT 5 agissant comme actionneur.

TABLE 6.2 – Paramètres du modèle de régression $\widehat{a}$, $\widehat{b}$ actionneur : PZT 5

Paramètres	act. 5 -capt. 1	act. 5 -capt. 2	act. 5 -capt. 3	act. 5 -capt. 4
$\widehat{a}_A(°C^{-1})$	0.0033	0.0001	0.0019	-0.0005
$\widehat{b}_A$	0.8522	1.0965	1.0051	1.0119
$\widehat{a}_\varphi(°C^{-1})$	0.0173	0.0115	0.0118	0.0105
$\widehat{b}_\varphi$	-0.2455	-0.1549	-0.1764	-0.1458

A partir des résultats listés dans le tableau 6.2, un modèle de régression linéaire est construit comme le montrent les figures 6.10 et 6.11 (lignes pointillées bleues). De ces résultats, on peut observer une bonne adéquation entre les points appris (par l'algorithme d'estimation) à chaque température et le modèle de régression linéaire dérivé de ces derniers. On peut également observer que le facteur d'amplitude varie moins avec la température que le déphasage (valeurs du facteur d'amplitude autour

de la valeur 1). Cette tendance peut grossièrement s'expliquer par le fait que lorsque la température augmente, le module d'Young et le module de cisaillement du matériau diminuent, conduisant à un matériaux moins rigide. Par conséquent, les ondes se propagent moins rapidement ce qui traduit une augmentation du déphasage avec la température. Par ailleurs, lorsque la température augmente, la colle utilisée pour le collage des PZT devient plus visqueuse, ce qui a pour effet d'amortir l'amplitude des ondes générés par l'actionneur. Le fait que le facteur d'amplitude varie très peu avec la température peut signifier qu'on a une faible dépendance de la viscosité de la colle avec la température.

Après avoir obtenu le modèle de régression linéaire à partir des données apprises, un signal à une température quelconque T (dans la plaque étudiée) peut être reconstruit, en utilisant uniquement le signal de référence et le modèle de compensation (6.7), (6.8).

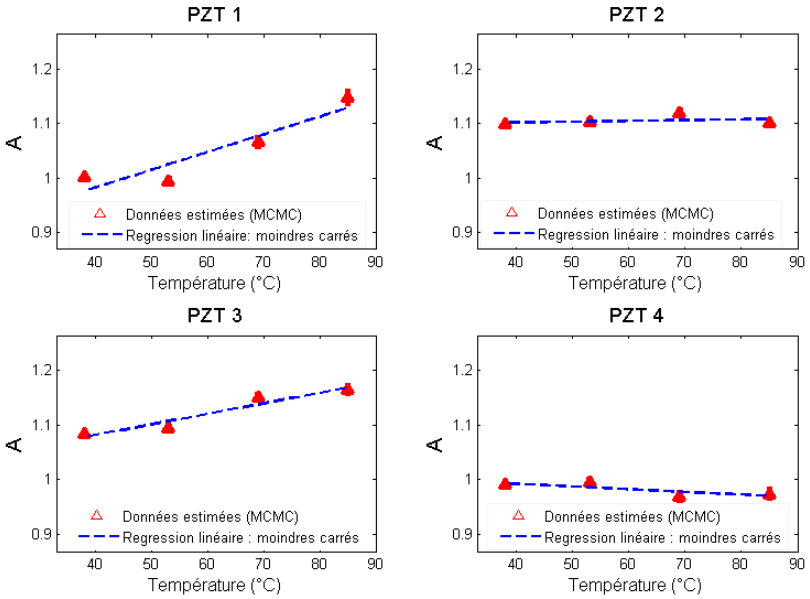


FIGURE 6.10 – Évolution du facteur d'amplitude A avec la température : actionneur PZT 5.

6.4.1.2 Reconstruction des signaux et localisation de dommages

La figure 6.12 montre l'évolution de l'erreur de reconstruction des signaux en fonction de la température et pour les capteurs 1,2,3 et 4 lorsque le PZT 5 est utilisé comme actionneur. Cette erreur de reconstruction correspond au maximum de l'amplitude normalisée du signal résiduel, qui est le critère que nous avons défini pour quantifier l'erreur de compensation (équation (6.16)). Les valeurs relativement faibles de MaxError après compensation signifient que le modèle de compensation proposé est capable de reconstruire un signal à une température T avec une précision raisonnable. On peut également observer de cette figure que l'erreur de compensation augmente avec la température. De plus l'erreur avant compensation est nettement

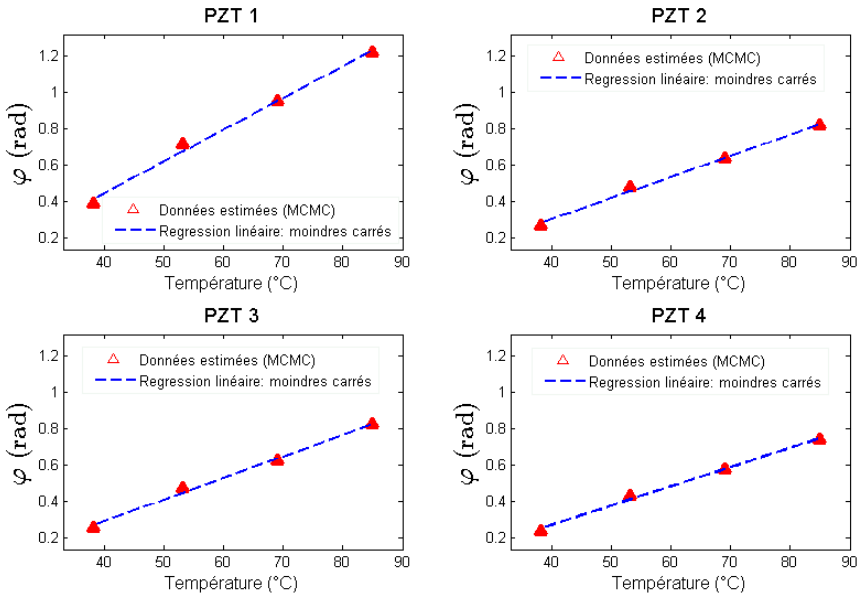


FIGURE 6.11 – Évolution du déphasage φ avec la température : actionneur PZT 5.

plus grande qu'après. Cette remarque nous conduit à conclure que le fait d'appliquer la méthodologie de compensation de l'effet de la température sur les signaux réduit clairement le niveau de bruit après soustraction. Des résultats similaires sont également observés lorsque les autres PZTs agissent comme actionneur.

◇ **Estimation du seuil de compensation**

L'estimation du seuil de compensation (standard de compensation) doit être réalisée afin de montrer de manière quantitative la robustesse de la démarche proposée pour la localisation de dommage après compensation de l'effet de la température sur les signaux. A cette fin de localisation de dommage, le seuil de compensation doit être lié à la taille du dommage que l'on souhaite localiser. Roy et al. (2014) ont récemment montré l'effet d'un dommage sur les signaux mesurés dans une plaque d'aluminium. Comme nous l'avions déjà observé précédemment, de la même façon que la température, les dommages dans une structure causent des variations à la fois d'amplitude et de phase instantanées dans les signaux mesurés. Par conséquent, les effets liés à la température doivent être distingués de ceux liés aux dommages. Pour ce faire, l'effet d'un dommage dans une structure est évalué à l'aide de la même métrique (Equation (6.16)) que celle utilisée pour quantifier l'effet de la température. Cette approche permet de désigner une valeur de seuil de compensation admissible, qui soit compatible avec la taille du dommage à localiser. Si l'on souhaite localiser le dommage de type impact (6B - 14 mm), discuté dans les chapitres précédents (description donnée en section 3.9), l'erreur de compensation du signal reconstruit doit être inférieure à la valeur associée à un dommage de cette taille. L'erreur normalisée pour cette configuration endommagée est calculée en utilisant l'équation (6.16). Dans ce cas, x_{endo} joue le rôle de $x_{\text{reconstruit}}$ et désigne le signal mesuré sur la plaque endommagée tandis que x_{sain} joue le rôle de $x_{\text{mesuré}}$ et désigne le signal mesuré sur la plaque saine, tous deux à la même température. Comme pour la plaque saine, l'acquisition des signaux sur la plaque endommagée (impact 14 mm) a également été effectuée à dif-

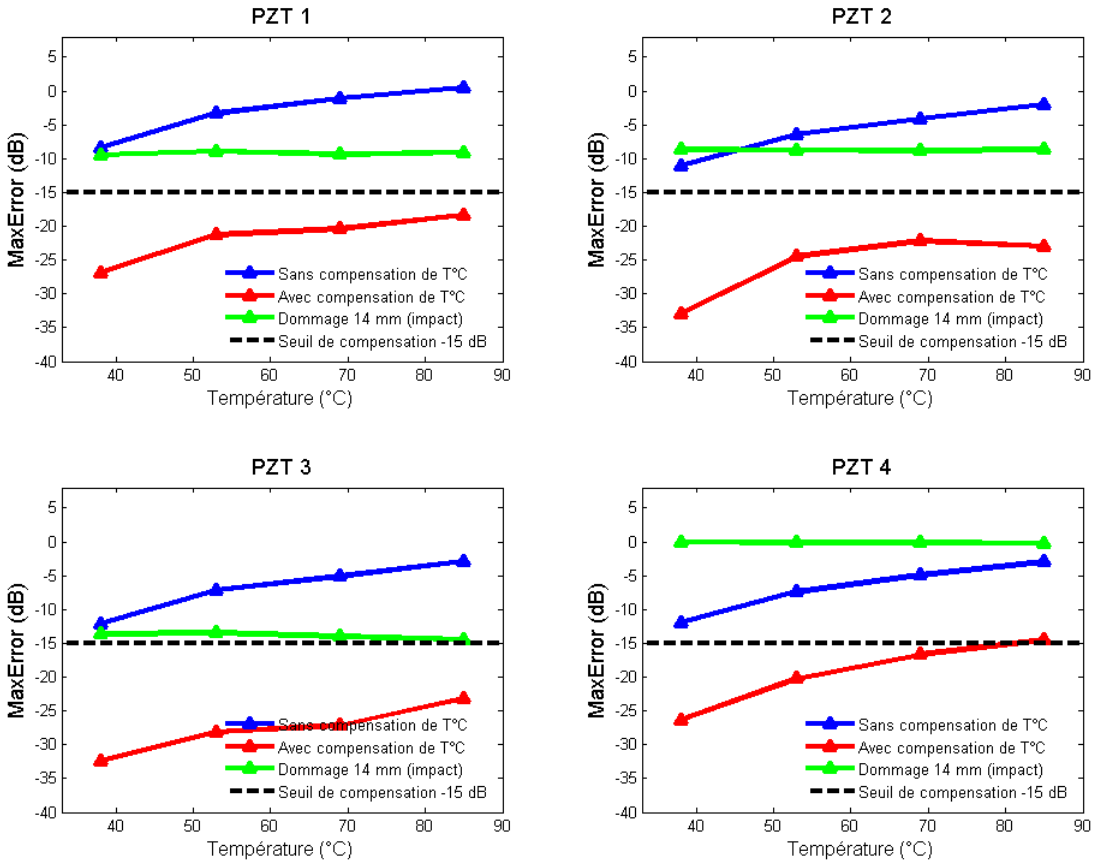


FIGURE 6.12 – Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque monolithique, étude expérimentale.

férentes températures ($\{38°C, 53°C, 69°C, 85°C\}$.), l'amplitude résiduelle normalisée peut ainsi être calculée à chacune de ces températures. Ce résultat est représenté sur la figure 6.12 (lignes vertes) pour ce cas endommagé.

Ces résultats montrent que pour certaines valeurs de température, l'effet de la température sur les signaux devient plus important que l'effet de la présence du dommage. C'est le cas des capteurs pour lesquels les valeurs des erreurs maximales (courbes bleues) se situent au dessus de la courbe verte, correspondant à l'effet du dommage.

Pour le PZT 1 par exemple à 85°C on a une erreur maximale résiduelle sans compensation qui est plus importante que celle associée au dommage de 14 mm, à la même température. Ceci signifie que l'absence de compensation a une plus grande contribution dans la différence des signaux que la présence d'un dommage de type impact de 14 mm. On peut donc prendre comme seuil de compensation pour ce dommage, la valeur maximale des erreurs après compensation. Cette valeur représente le standard de compensation compatible avec le dommage de 14 mm que l'on veut localiser. La valeur de -15 dB a été prise comme seuil de compensation pour ce dommage. Cette valeur est représentée par le trait noir horizontal sur la figure. Il convient de noter que cette valeur reste largement supérieure à l'erreur après

compensation de température (Voir figure 6.12). Donc le modèle de compensation présenté ici est valide pour la localisation d'un dommage de cette taille.

◇ **Localisation du dommage**

La méthodologie de compensation de l'effet de la température sur les signaux est appliquée dans cette partie pour la localisation de dommages dans la plaque époxy monolithique étudiée. Le dommage de type impact de 14 mm (plaque 6B) est considéré ici. Les coordonnées du dommage sont (300,150) mm. Les acquisitions des signaux à différentes températures ($\{16°\text{C}, 38°\text{C}, 53°\text{C}, 69°\text{C}, 85°\text{C}\}$ où 16°C est pris comme température de référence) sont réalisées dans un premier temps sur la plaque saine (sans dommage) afin de construire le modèle de compensation par apprentissage du facteur d'amplitude et du déphasage à ces températures. Ensuite, les signaux sont à nouveau mesurés sur la plaque endommagée à ces mêmes températures. L'algorithme de localisation de dommage est celui décrit sur la figure 5.10, basé sur l'estimation de la vitesse de groupe des ondes et sur l'extraction des temps de vol du signal diffracté par le dommage. La différence entre les signaux aux états sains et endommagés doit se faire à la même température. Pour ce faire la procédure de compensation de l'effet de la température doit être réalisée avant la soustraction, dans le cas où les signaux dans ces deux états ne sont pas mesurés à la même température. La procédure de localisation de dommage après compensation de l'effet de la température peut être résumée sur la figure 6.13. L'étape qui s'ajoute à cette démarche par rapport à celle déjà discutée est l'étape de reconstruction des signaux de l'état sain à la température relevée à l'état endommagé. Cette reconstruction se fait à partir du modèle de compensation proposé (apprentissage puis régression linéaire sur les paramètres de compensation) et du signal de référence « sain » à la température de référence T_B. Ensuite on effectue la différence entre le signal mesuré à l'état endommagé à la température T et le signal reconstruit à l'état « sain » à la température T.

La localisation du dommage est basé sur le modèle issu de l'équation (5.1) (méthode ToA) pour chaque "trajet" actionneur-capteur :

$$\text{ToA}^{a-c} = \frac{\sqrt{(x_d - x_a)^2 + (y_d - y_a)^2}}{V_g(T, \alpha_a)} + \frac{\sqrt{(x_d - x_c)^2 + (y_d - y_c)^2}}{V_g(T, \alpha_c)} \tag{6.17}$$

où (x_a, y_a), (x_c, y_c), (x_d, y_d) représentent respectivement les coordonnées de l'actionneur, du capteur et du dommage. $V_g(T, \alpha)$ est la vitesse de groupe des ondes qui dépend de la température et de la direction de propagation donné par l'angle α. La figure 6.14 montre le profil de la vitesse de groupe expérimental à différentes températures pour la plaque époxy monolithique étudiée. Le profil a été estimé de la même approche que celle décrite en section 5.2.2.4. A cette fréquence, (200 kHz) nous avons vu que le mode majoritairement mesuré était le mode S_0, avec un profil quasi-isotrope pour lequel la valeur nominale de la vitesse de groupe est 5350 m/s (± 2%).

Une imagerie de la zone du dommage $P(x, y)$ est construite en utilisant, comme dans les cas précédents, l'algorithme ToA, donné par l'équation 5.13. Cette zone est construite après sommation des contributions $P_{a-c}(x, y)$ à la localisation de toutes les paires possibles actionneurs-capteurs.

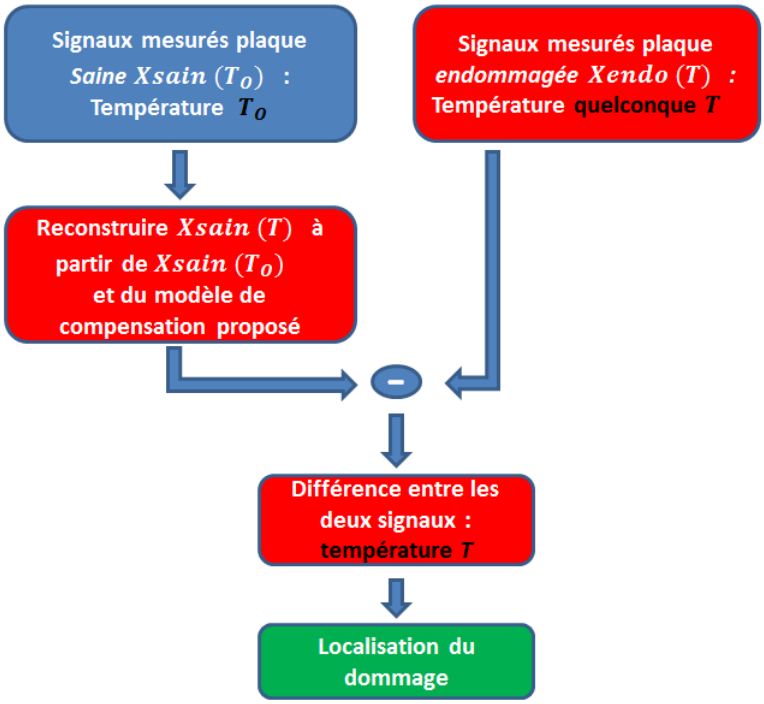


FIGURE 6.13 – Démarche de localisation de dommage lorsque les signaux mesurés aux états sain et endommagé sont à des températures différentes.

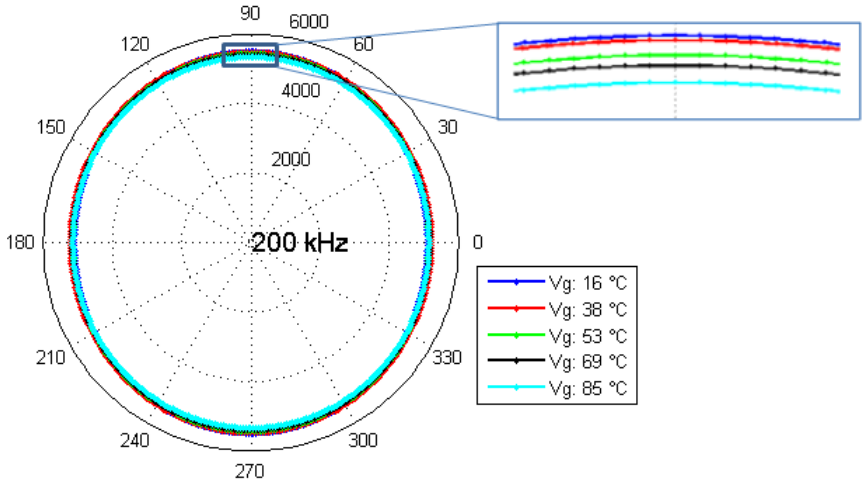
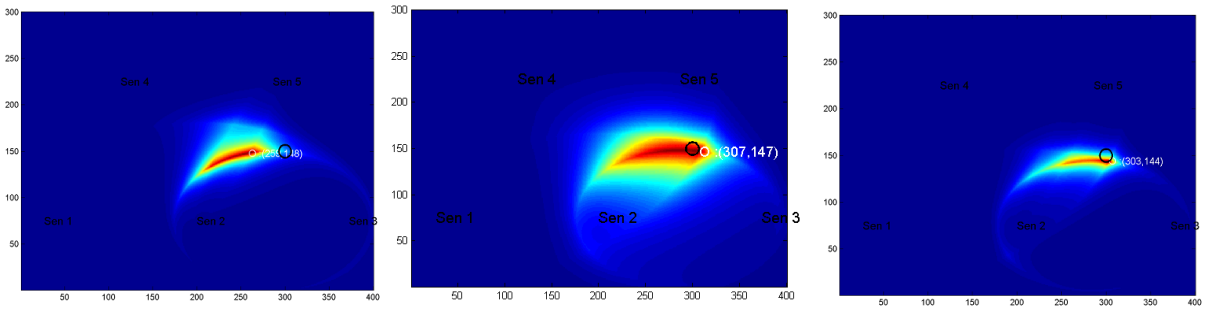


FIGURE 6.14 – Profil de la vitesse de groupe à différentes températures : fréquence 200 kHz.

La figure 6.15 montre le résultat de localisation déterministe par la méthode ToA, avant et après compensation de l'effet de la température à 38°C. L'erreur de localisation, qui est calculée comme la distance entre la position estimée et le centre de la position réelle du dommage pour chacune des températures est également listée dans le tableau 6.3. De ces résultats, on observe clairement que le fait de compenser l'effet de la température sur les signaux conduit à améliorer la localisation du dommage. Sans compensation de l'effet de la température, l'erreur de localisation



(a)
Sans compensation de température.
Référence (sain) à 16°C
Endommagé à 38°C

(b)
Avec compensation de température.
Reconstruit (sain) à 38°C
Endommagé à 38°C

(c)
Référence (sain) 38°C
Endommagé à 38°C

FIGURE 6.15 – Représentation de la zone du dommage pour la plaque composite époxy monolithique (6B, impact 14mm) : température 38°C, le cercle noir représente la position réelle du dommage, le cercle blanc représente la position estimée.

devient relativement grande et on observe des artefacts dans la localisation, cette remarque est d'autant plus visible lorsque l'écart en température augmente, entre le signal de référence et le signal à l'état endommagé. De plus, on observe également que l'erreur sur la localisation augmente avec la température. Cette tendance est la conséquence du fait que l'erreur de compensation (MaxError) augmente aussi avec la température, ce qui semble logique. Ces résultats montrent l'efficacité et l'applicabilité de la méthodologie de compensation proposée pour la localisation de dommage.

TABLE 6.3 – Erreur de localisation en *mm* : distance entre la position estimée et le centre de la position réelle pour chaque température.

Configurations \ Température	38°C	53°C	69°C	85°C
Sans compensation de Température	41.04 mm	100.84 mm	68.62 mm	102.31 mm
Avec compensation de Température	7.61 mm	12.37 mm	15.52 mm	15.81 mm
Les deux signaux à la même température	6.71 mm	7.21 mm	10.77 mm	11.18 mm

6.4.1.3 Analyse de sensibilité

La procédure de compensation de l'effet de la température sur les signaux pour la localisation de dommage a été appliquée uniquement sur le premier paquet d'onde, qui correspond à une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation. Les résultats précédents ont montré que le choix de cette fenêtre temporelle conduit à des résultats acceptables en terme de localisation de dommage et le seuil de compensation a été fixé selon cette fenêtre (-15 dB pour un dommage de type impact de 14mm). Dans cette section, on s'intéresse à l'étude de la robustesse de l'algorithme de compensation, pour une fenêtre temporelle plus importante. La longueur de la fenêtre temporelle pour la compensation est fixée dans ce cas au double de la durée

du signal d'excitation. L'objectif est de déterminer si le choix d'une telle fenêtre reste compatible avec les objectifs, d'une part, de compensation et, d'autre part, de localisation. Les figures 6.16 et 6.17 montrent l'évolution avec la température des paramètres de compensation (A et φ) pour une estimation dans une fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation. Le PZT 5 agit comme actionneur et les PZT 1,2,3 et 4 agissent comme capteur. On observe comme précédemment une tendance linéaire avec la température de ces grandeurs. Ce qui représente bien la physique du problème et valide l'algorithme d'estimation. Par contre on observe de la figure 6.18 que l'erreur de compensation (MaxError) devient plus importante et le seuil de compensation pour un dommage de type impact de 14 mm devient insuffisant pour garantir une bonne compensation. En effet, on observe que pour certains "trajets" actionneur capteur, la valeur de ce seuil se situe en dessous de l'erreur après compensation de l'effet de la température, ce qui n'était pas le cas dans l'étude précédente. En somme, il en ressort que l'erreur de compensation augmente avec la température et la durée de la fenêtre temporelle dans laquelle se fait l'estimation des paramètres. En revanche, cette sensibilité n'affecte quasiment pas les résultats de localisation après compensation comme le montre la figure 6.19. Les erreurs de localisation restent inchangées par rapport au cas précédent (voir tableau 6.3). Ce résultat qui semble *a priori* imprévisible peut s'expliquer par le fait que les temps de vol utilisés pour la localisation du dommage sont extraits en utilisant uniquement le premier paquet d'onde. Et comme la variation des paramètres de compensation avec la température reste du même ordre de grandeur lorsque la fenêtre temporelle passe du simple au double (comparaison entre les figures (6.10 et 6.11) et (6.16 et 6.17)), le facteur d'amplitude et le déphasage estimés restent quasiment insensibles à la durée de la fenêtre temporelle ce qui se traduit par une faible variation dans les temps de vol et par conséquent une quasi-insensibilité sur la qualité de la localisation après compensation.

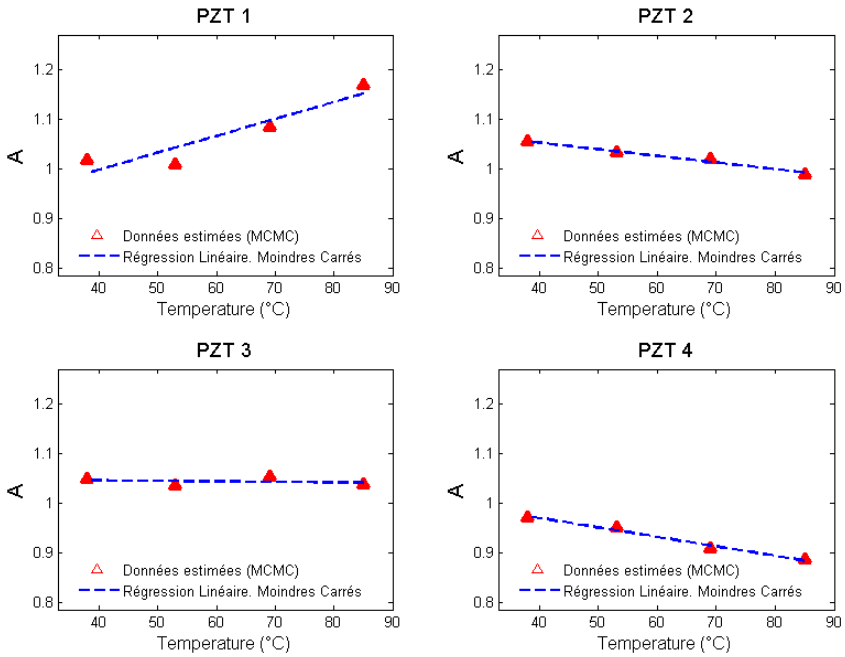


FIGURE 6.16 – Évolution du facteur d'amplitude A avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation.

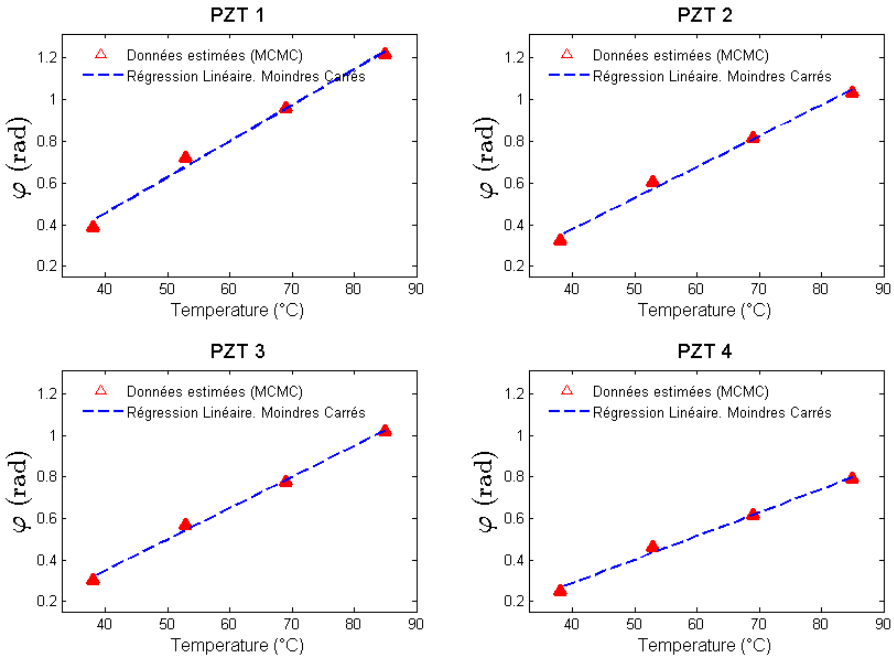


FIGURE 6.17 – Évolution du déphasage φ avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation.

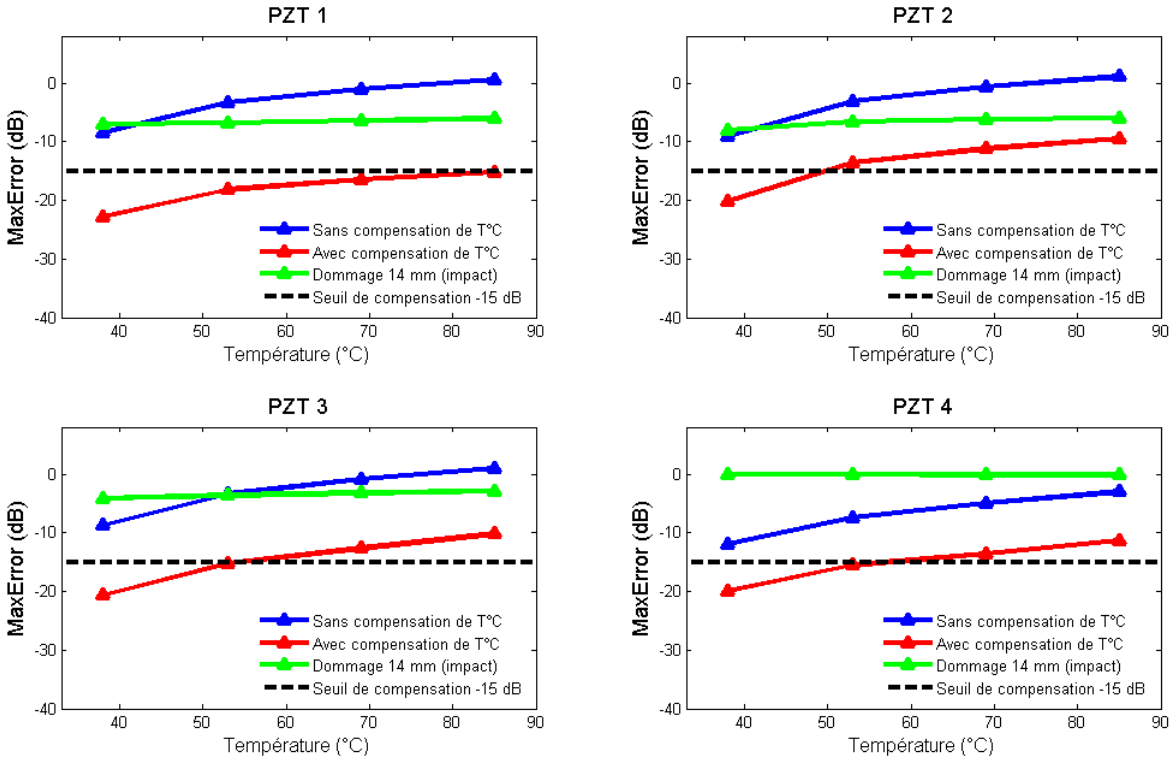
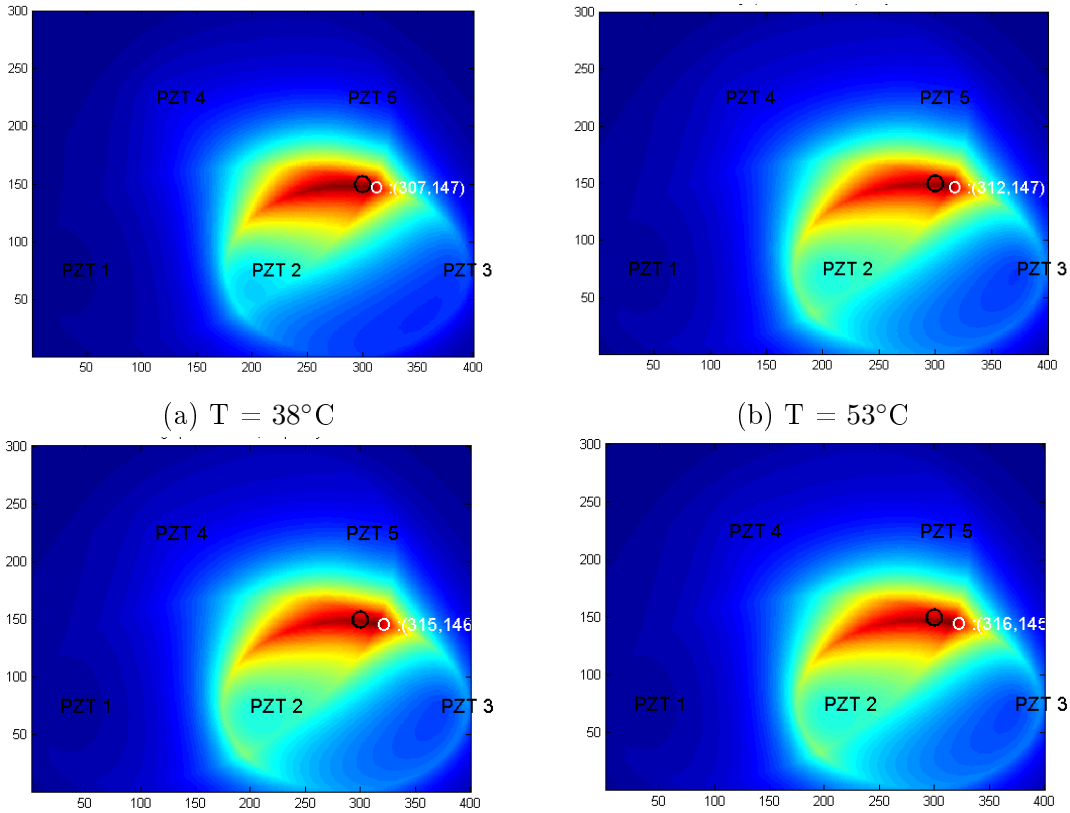


FIGURE 6.18 – Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque monolithique, étude expérimentale : La fenêtre temporelle égale au double de la durée du signal d'excitation.

6.4.2 Étude expérimentale : plaque sandwich

La validation expérimentale de la méthodologie de compensation de l'effet de la température a été réalisée dans cette section pour les plaques sandwich. La procédure est la même que dans l'étude précédente pour les plaques monolithiques. L'étude a été réalisée dans ce cas [2] pour une base de données à des températures $\{16°\text{C}, 38°\text{C}, 53°\text{C}, 85°\text{C}\}$, avec $T_B = 16°\text{C}$. La fréquence centrale du signal d'excitation est dans ce cas égale à 100 kHz.
La figure 6.20 montre le signal mesuré sur la plaque sandwich aux PZTs 1 à 4 lorsque le PZT 5 agit comme actionneur à deux valeurs de température différentes (16°C and 53°C). Contrairement au cas de la plaque époxy monolithique, on observe que l'amplitude et la phase instantanées des signaux varient très peu lorsque la température change (pour le premier paquet d'onde - fenêtre rectangulaire). Ceci peut être dû au fait que les propriétés mécaniques de l'ensemble peaux-cœur-colle-PZT (les peaux sont faits de matériaux époxy monolithiques, et le cœur en alliage d'aluminium en nid d'abeille) varient très peu avec la température de sorte que la propagation des ondes n'est quasiment pas affectée lors de variations de température. Néanmoins, nous avons réalisé l'estimation des paramètres de compensation (A et φ) à l'aide de l'approche détaillée précédemment. La fenêtre temporelle dans laquelle est réalisée l'estimation est égale à la durée du signal d'excitation. Les figures

2. Lors de l'acquisition des signaux, les fichiers contenant les réponses temporelles mesurées à la température de 69°C ont été corrompus, par conséquent, cette température n'a pas été considérée pour constituer la base de données.



(a) T = 38°C (b) T = 53°C

(c) T = 69°C (d) T = 85°C

FIGURE 6.19 – Représentation de la zone du dommage, après compensation de l'effet de la température, pour la plaque composite époxy monolithique (6B, impact 14mm) à différentes températures : la fenêtre temporelle dans laquelle est effectuée l'estimation des paramètres de compensation est égale au double de la durée du signal d'excitation.

6.21 et 6.22 montrent l'évolution des paramètres A et φ en fonction de la température. Le PZT 5 agit comme actionneur tandis que les PZT 1,2,3 et 4 agissent comme capteurs. Comme précédemment, on observe une tendance linéaire avec la température, ce qui signifie que même si les effets de la température sur les signaux restent faibles, la physique du phénomène reste observable, notamment en ce qui concerne le déphasage, qui est relié à la vitesse de propagation des ondes. Comme dans le cas de la plaque époxy monolithique, on peut expliquer cette tendance par une baisse de la vitesse de propagation des ondes lorsque la température augmente.

L'erreur de reconstruction (MaxError) des signaux est calculée comme dans le cas précédent et est représenté sur la figure 6.23. On observe, comme on pouvait s'y attendre que l'erreur avant et après compensation varie très peu. Cette erreur ne varie quasiment pas sur certains "trajets" actionneur-capteur, notamment pour le "trajet" 5-3. Dans ce cas, la détermination d'un seuil de compensation devient délicate. Par exemple pour un dommage de type impact (plaque 8D, impact 15 mm), on peut, en suivant le même raisonnement que pour la plaque monolithique, se fixer un seuil de compensation égal à -20 dB (voir figure 6.23). On remarque alors que ce seuil de compensation se situe en dessous de l'erreur de reconstruction des signaux après compensation de l'effet de la température. Cette observation traduit le fait

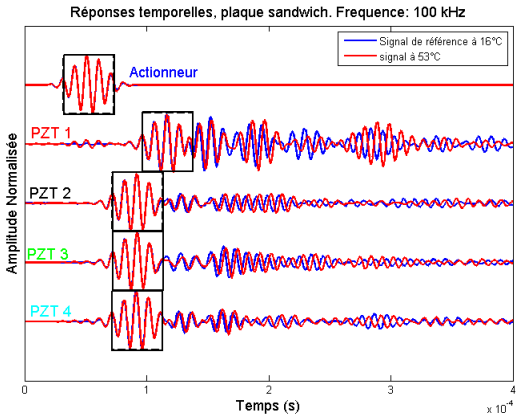


FIGURE 6.20 – Réponses temporelles à 2 températures différentes, plaque sandwich.

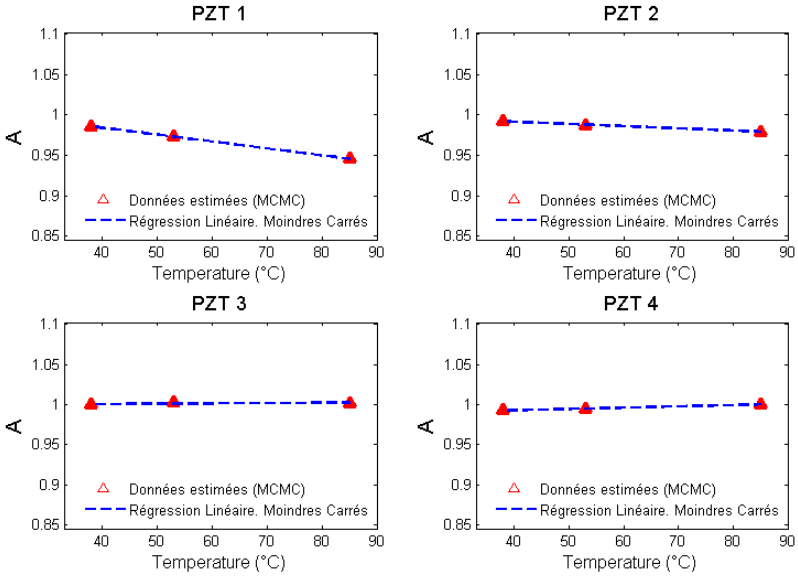


FIGURE 6.21 – Évolution du facteur d'amplitude A avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation.

qu'il devient dans ce cas impossible de discriminer les effets liés aux variations de température de ceux liés à la présence du dommage. La signature liée au dommage (impact de 15 mm) est du même ordre de grandeur que celle liée aux variations de température, et dans ce cas, la compensation de l'effet de la température sur les signaux ne se présente plus comme un besoin absolu car l'ordre de grandeur de l'erreur de compensation avant et après compensation est quasiment égale à la signature du dommage de 15 mm.

La démarche de localisation de dommage (déterministe et probabiliste) n'a pas été validée pour ce cas endommagé. Par conséquent la procédure de localisation avant et et après compensation n'a pas été conduite pour cette plaque comme dans le cas précédent.

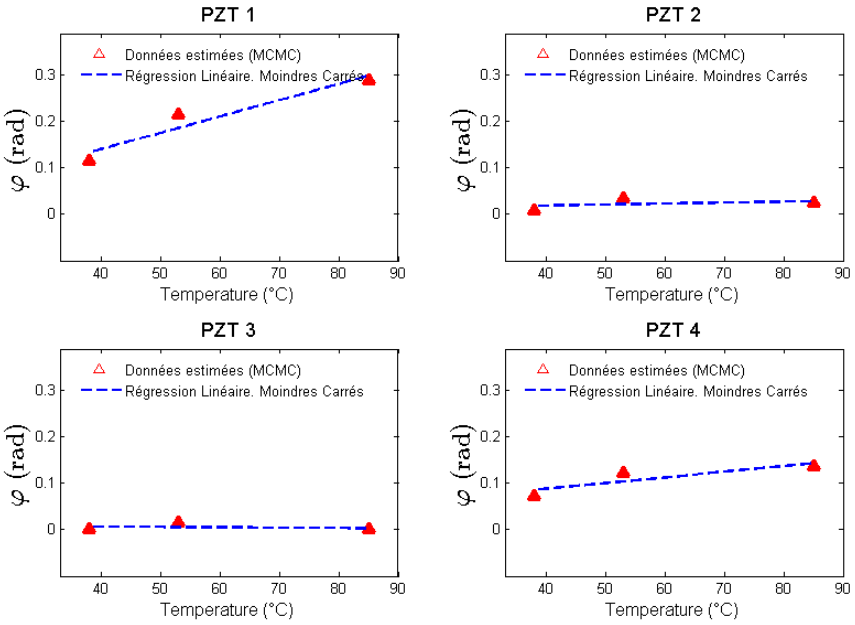


FIGURE 6.22 – Évolution du déphasage φ avec la température, actionneur PZT 5 : l'estimation est faite dans une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation.

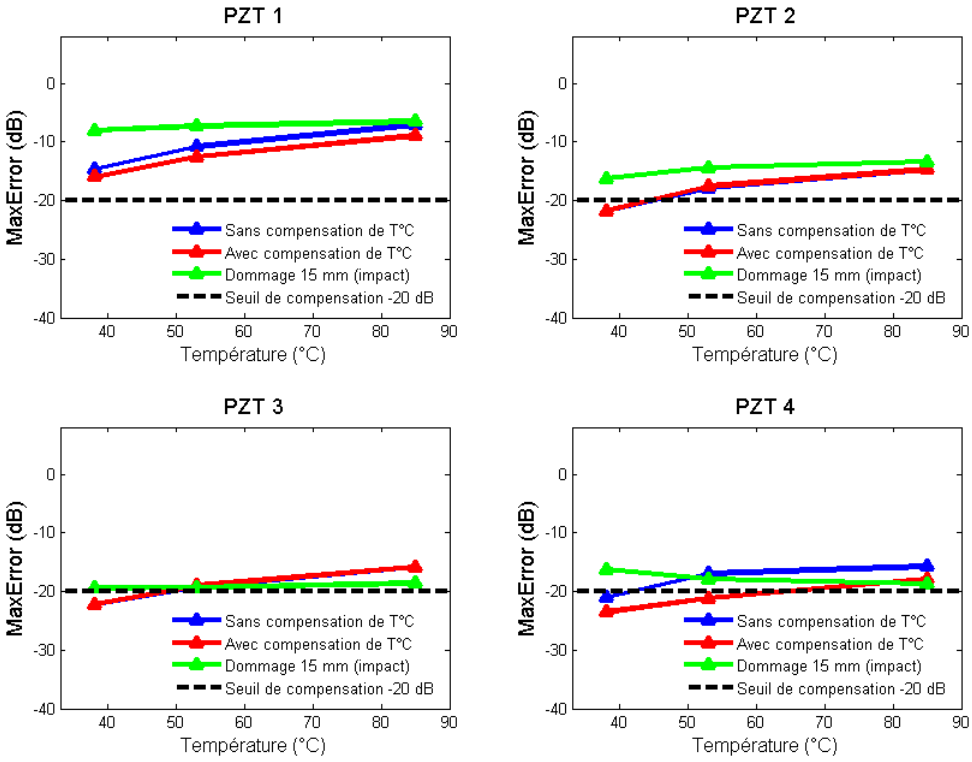


FIGURE 6.23 – Erreur de reconstruction des signaux en dB à différentes températures obtenues par l'équation (6.16) PZT 5 agit comme actionneur : plaque sandwich, étude expérimentale : la fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation.

6.4.3 Étude numérique : plaque monolithique époxy

La validation numérique de la méthodologie de compensation de l'effet de la température pour la localisation de dommage a été réalisée sur la plaque composite époxy monolithique dont les propriétés mécaniques sont listées dans le tableau 3.1. Le modèle éléments finis ainsi que les paramètres du calcul temporel sont décrits dans la section 3.5.2. Le placement des PZT reste inchangé et la fréquence centrale du signal d'excitation est de 200 kHz. Le calcul temporel a été réalisé dans la plage de température [25°C, 80°C], par pas de 5°C, 25°C étant pris comme température de référence. Les propriétés mécaniques du matériau à différentes températures sont données en appendice D.1. Une interpolation linéaire a été utilisée pour obtenir les propriétés mécaniques aux températures intermédiaires. Le calcul temporel est réalisé à l'aide d'un schéma de Newmark explicite, avec un pas de temps de 0.3 μs. Le nombre de points pour la simulation est égal à 2000, et l'intervalle de temps pour la simulation est [0 0.6 ms]. La figure 6.24 montre les réponses temporelles simulées à deux températures différentes (25°C et 40°C). Les PZT 1 à 4 agissent comme capteurs tandis que le PZT 5 agit comme actionneur.

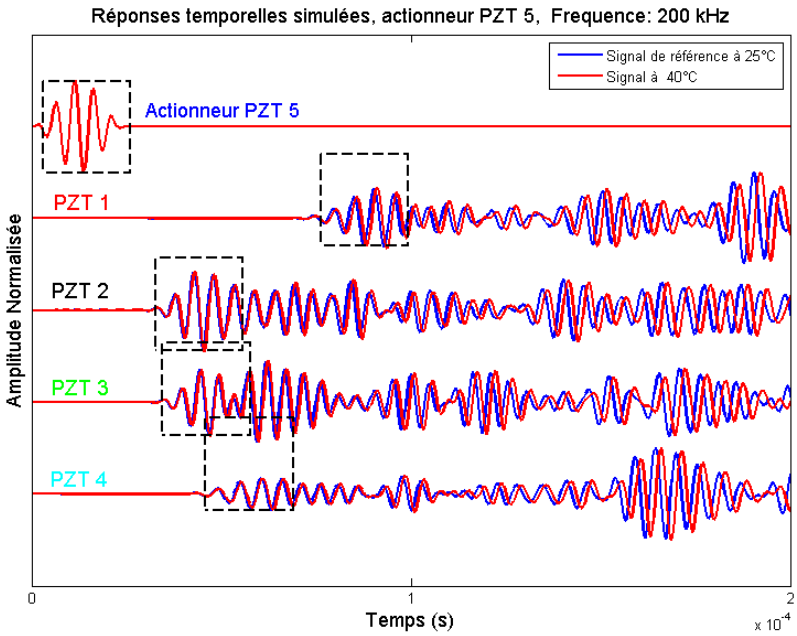


FIGURE 6.24 – Réponses temporelles à différentes températures 25°C et 40°C.

6.4.3.1 Estimation des paramètres et modèle de régression

La procédure MCMC décrite précédemment a été utilisée pour l'estimation des paramètres A et φ dans une fenêtre temporelle égale à la durée du signal d'excitation. Cette estimation est effectuée pour chacun des points de température dans la plage étudiée. Les histogrammes de la chaine MCMC de chacun de ces paramètres ont été construites et une loi Normale a été utilisée pour ajuster ces histogrammes.

Les paramètres de la loi Normale résultante sont listés dans le tableau 6.4 pour la température de 40°C.

TABLE 6.4 – Paramètres de la distribution Normale associés à A et φ obtenus à partir des histogrammes. T=40°C

Paramètres	act. 5 -capt. 1	act. 5 -capt. 2	act. 5 -capt. 3	act. 5 -capt. 4
μ_A	0.9251	0.9862	0.9842	0.9853
σ_A	0.0194	0.0064	0.0183	0.0149
μ_φ (rad)	0.9613	0.3877	0.5402	0.5905
σ_φ (rad)	0.0207	0.0066	0.0184	0.0151

Ces estimations sont effectuées à chaque valeur de température et les modèles de régression linéaire sont construits en utilisant la méthode des moindres carrés comme précédemment. Les fonctions de régression linéaire et les données estimées pour le facteur d'amplitude A et le déphasage φ sont tracées sur la figure 6.25 et 6.26 lorsque le PZT 5 agit en actionneur.

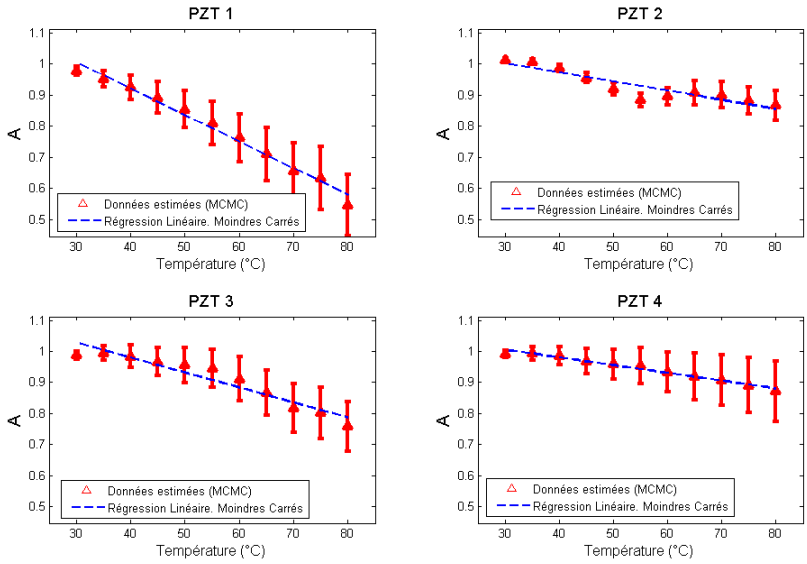


FIGURE 6.25 – Évolution du facteur d'amplitude A avec la température : actionneur PZT 5 - étude numérique.

6.4.3.2 Reconstruction des signaux et localisation de dommage

La reconstruction des signaux peut être effectuée en utilisant le modèle de régression des paramètres A et φ ainsi que le signal de référence à la température T_B. La figure 6.27 montre la différence entre le signal reconstruit et le signal mesuré, à la température de 40°C, lorsque le PZT 5 agit comme actionneur et le PZT 1 comme capteur. On observe une bonne concordance entre ces deux signaux.
La validation numérique de la démarche de compensation de l'effet de la température pour la localisation de dommage est réalisée par la suite. Le dommage considéré ici a une forme circulaire de 20 mm de diamètre dont les coordonnées sont (200,150) mm.

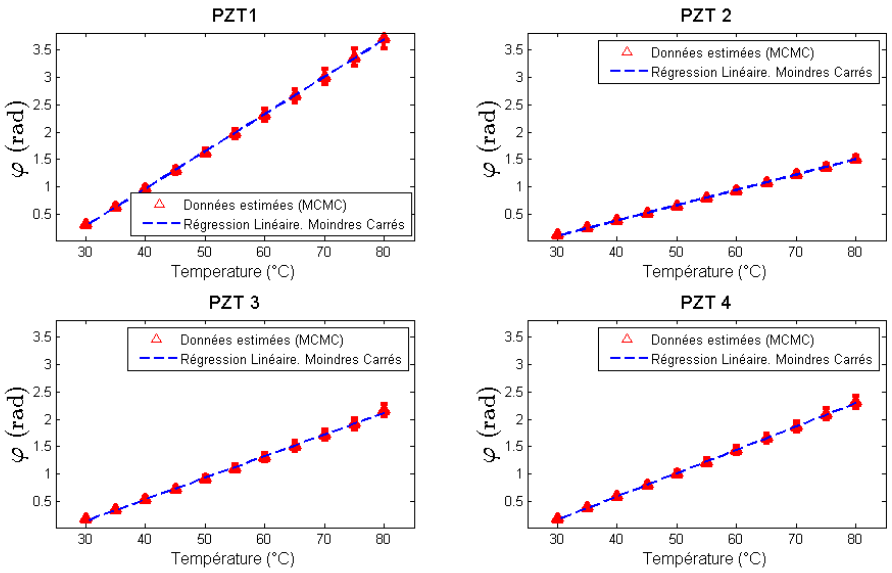


FIGURE 6.26 – Évolution du déphasage φ avec la température : actionneur PZT 5 - étude numérique.

Comme dans l'étude numérique présentée au chapitre 5 le dommage est modélisé numériquement par une baisse locale de 95 % de la rigidité du matériau. Pour ce cas endommagé, l'erreur de reconstruction (MaxError) des signaux est calculée comme dans l'étude expérimentale précédente. Le résultat de ce calcul permet de fixer le seuil de compensation, permettant de garantir une bonne détection de ce dommage après compensation de l'effet de la température. L'erreur de compensation est calculée avant et après compensation de l'effet de la température ainsi que pour le cas endommagé (dommage de 20 mm), comme dans l'étude expérimentale. Les résultats sont représentés figure 6.28 lorsque le PZT 5 agit comme actionneur. Les résultats montrent que le fait d'appliquer le modèle de compensation proposé réduit le niveau de bruit après soustraction des signaux. de plus, ces résultats montrent que la signature du dommage et la non compensation de l'effet de la température ont quasiment le même niveau de contribution dans l'erreur de compensation, ce qui conduit à augmenter le taux de fausses alarmes pour la détection, si aucune compensation n'est appliquée.
Comme dans l'étude expérimentale, la procédure de localisation de dommage est réalisée avant et après compensation de l'effet de la température. La figure 6.29 montre les résultats de localisation de dommage avant et après application de la procédure de compensation, pour la température de 40°C. Le cercle noir représente la position réelle du dommage, tandis que la région la plus rouge, indique la position estimée par l'algorithme de localisation. Une fois de plus, ces résultats montrent l'applicabilité et l'efficacité du modèle de compensation proposé pour la localisation de dommages.

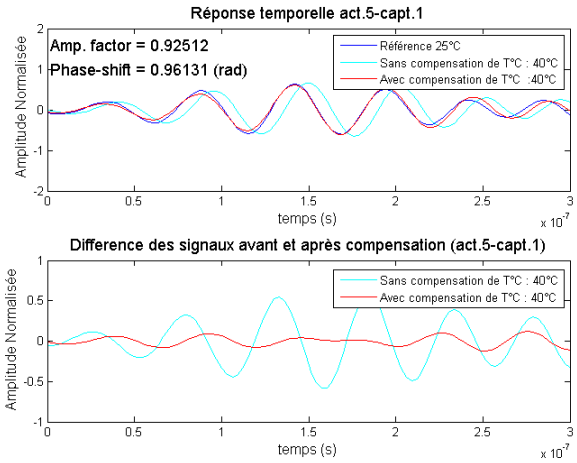


FIGURE 6.27 – (haut) Signaux avant et après compensation de température , (bas) différence des signaux avant et après compensation de température. Étude numérique : 40°C, PZT 1.

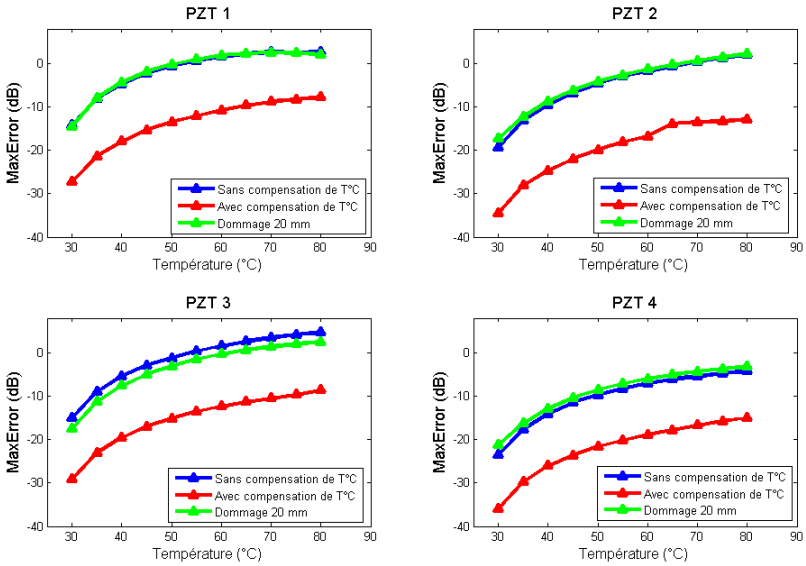
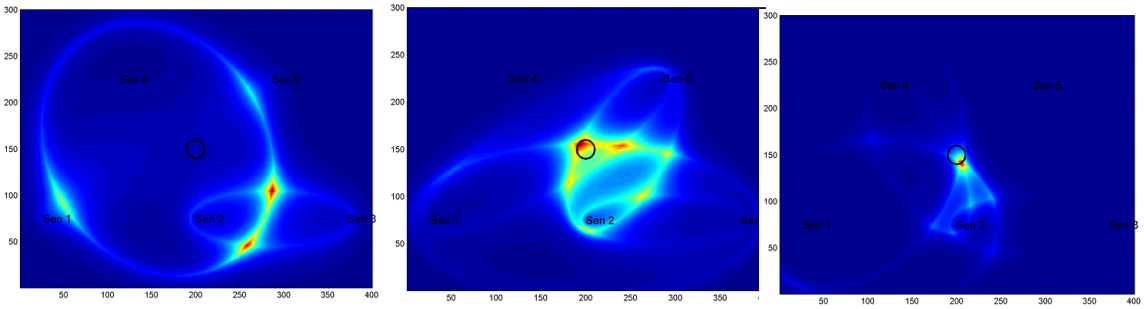


FIGURE 6.28 – Erreur maximale de compensation en dB à différentes températures obtenues en utilisant l'équation (6.16) PZT 5 agissant comme actionneur - Étude numérique.

6.5 Discussion

Le modèle de compensation de l'effet de la température proposé a été validé dans un cadre numérique et expérimental. Une bonne concordance a été observée entre les signaux mesurés expérimentalement (ou simulés) et ceux reconstruits. La méthodologie retenue, prend en compte les incertitudes de mesure et de modèle afin de reconstruire avec précision les signaux. Les résultats de localisation de dommage après compensation de l'effet de la température montrent la performance et la robustesse de cette approche. Malgré la robustesse et l'efficacité de cet algorithme, certains points doivent être étudiées en détails, en particulier pour une application pour les structures en service (conditions opérationnelles et environnementales réelles) :



(a)
Sans compensation de température.
Référence (sain) à 25°C
Endommagé à 40°C

(b)
Avec compensation de température.
Reconstruit (sain) à 40°C
Endommagé à 40°C

(c)
Référence (sain) 40°C
Endommagé à 40°C

FIGURE 6.29 – Représentation de la zone du dommage pour la plaque composite époxy monolithique (étude numérique) : température 40°C, le cercle noir représente la position réelle du dommage.

- ◇ Les paramètres de compensation (A and φ) ont été estimés dans un cadre déterministe et Bayésien. La démarche déterministe, basée sur la méthode des moindres carrés ordinaires, a montré de bons résultats mais l'algorithme de Levenberg Marquardt utilisé pour l'estimation ne garantit pas toujours une convergence vers le minimum global. Ceci a été observé dans notre application numérique, dans des configurations où l'écart en température entre le signal de référence et le signal à reconstruire est important. Ainsi la tendance des paramètres de compensation avec la température n'était pas ajustable par une fonction monotone. Pour des écarts significatifs en température entre les deux signaux, la méthode des moindres carrés devient moins robuste pour l'estimation contrairement à l'approche Bayésienne. En outre, comme on peut le voir dans les résultats de l'estimation, le facteur d'amplitude (A) est plus sensible aux incertitudes que le déphasage (φ), et bien que les incertitudes associées dépendent du nombre de points de données (utilisés pour l'estimation), ceci affecte également la précision de la localisation. En augmentant le nombre de points pour l'estimation (taille de la fenêtre temporelle), on réduit l'incertitude associée à l'estimation des paramètres et la méthode des moindres carrés ordinaires conduit à des résultats satisfaisants, mais la qualité des résultats de détection et de localisation est dégradée car d'une part le seuil de compensation doit être ajustée à la hausse (ce qui conduit à augmenter le taux de fausses alarmes) et d'autre part seul le premier paquet d'onde est nécessaire pour la localisation. La précision de la compensation dépend de la durée de la fenêtre temporelle. Ceci provient du choix de notre modèle, qui suppose le facteur d'amplitude constant dans la fenêtre temporelle considérée dans l'estimation.
- ◇ La démarche proposée repose sur une seule mesure de température sur toute la plaque et a été appliquée uniquement dans le cas où le champ de température est uniforme sur toute la structure. Cependant, cette approche ne se limite pas du tout aux champs de température uniformes. La seule hypothèse

que nous avons faite est que la valeur de la température mesurée est la seule information suffisante dont on a besoin pour construire un modèle linéaire du facteur d'amplitude et du déphasage avec la température, pour chaque "chemin" actionneur-capteur. Donc, l'hypothèse sous-jacente de l'approche proposée est que le champ de température (uniforme ou non) dépend uniquement d'une variable que l'on peut mesurer (et qui est dans notre étude la température constante de la plaque). On peut envisager pour la suite une étude complémentaire qui reprend la démarche de compensation proposé et l'applique pour des champs de température non uniformes décrits par une variable unique. Cette configuration soulève donc la question de la stratégie à adopter lorsqu'on dispose de plusieurs thermocouples mesurant des valeurs différentes de température dans différentes zones de la structure. Dans ce cas, on supposerait simplement que le champ de température dépend de ces différentes données mesurées (au nombre de N) et au lieu de construire un modèle de régression qui dépende uniquement d'une variable comme c'était le cas dans notre étude, on construirait un modèle de régression dépendant de ces N variables, mais le principe de fond de la démarche pourrait rester le même.

6.6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté une démarche de compensation de l'effet de la température pour la localisation des dommages dans les structures composites. La technique BSS est appliquée à la fois dans un cadre déterministe et Bayésien afin de valider la convergence dans l'estimation des paramètres de compensation. Le modèle de compensation proposé nous a permis d'une part de compenser avec précision l'effet de la température sur les signaux mesurés (au travers de l'extraction d'un facteur d'amplitude et d'un déphasage dans les signaux causés par cet effet) et d'autre part d'améliorer la localisation de dommages, à température élevée, dans les structures composites étudiées. L'avantage de cette approche est qu'elle utilise une représentation analytique exacte du signal mesuré, via sa transformée de Hilbert, pour extraire le facteur d'amplitude et le déphasage causés par une variation de température. La procédure d'estimation Bayésienne est ensuite utilisée pour estimer ces deux grandeurs. Le modèle de régression pour la reconstruction des signaux, à une température quelconque, est construit par la méthode des moindres carrés ordinaires. La robustesse et l'efficacité de cette démarche a été validée pour la localisation de dommages avant et après application de la compensation. La validation de cette démarche a été réalisée sur des plaques composites en époxy monolithique et des plaques sandwich nid d'abeille avec un cœur en alliage d'aluminium, soumises à des variations de température dans la plage $[16°\mathrm{C}, 85°\mathrm{C}]$. Les résultats de localisation de dommage après compensation de l'effet de la température montrent l'applicabilité et l'efficacité de la méthode proposée. De plus, les résultats montrent qu'il n'est pas nécessaire de mesurer des signaux de référence en un grand nombre de valeurs de température pour construite le modèle de régression et atteindre un niveau de bruit post-soustraction acceptable après compensation.

Chapitre 7

Application au fan cowl et à l'IFS d'un Airbus A380

7.1 Introduction

Nous nous intéressons dans ce chapitre à l'implémentation de la stratégie de contrôle santé, discutée et validée sur des plaques de géométrie simple dans les chapitres précédents, dans le cas des sous-structures de la nacelle d'un Airbus A380. Ces structures ont été présentées au chapitre 3 (section 3.3.1). Ce sont le capot de soufflante (*fan cowl*) et la structure interne fixe (Inner Fixed Structure - IFS) du capot coulissant de l'inverseur. Ces structures ont été équipées d'un réseau d'actionneurs et de capteurs (voir figures 3.10 et 3.11) permettant de générer et de mesurer des ondes de Lamb et de les analyser à l'aide de techniques avancées de traitement de signal afin de suivre l'évolution de leur état de santé. La démarche présentée jusqu'ici considérait le contrôle des plaques de façon globale du fait de leur géométrie simple et à leurs dimensions relativement petites. Contrairement à ces dernières, le *fan cowl* et l'IFS sont de dimensions plus importantes et de géométries plus complexes. A cause de l'atténuation géométrique et de l'atténuation du matériau, l'amplitude des ondes de Lamb générées décroit rapidement avec la distance de propagation. Ceci nous a conduit à développer une stratégie de contrôle santé locale pour ces structures. Le contrôle se fait alors par zones, associées à un ensemble de PZT (cluster) choisis de manière à assurer un suivi optimal. Nous présentons dans ce chapitre cette stratégie « haut niveau » de contrôle santé et son application pour la détection et la localisation des dommages dans le *fan cowl* et l'IFS. Le développement de cette nouvelle stratégie de contrôle santé est essentiellement lié à la complexité géométrique des structures étudiées dans ce chapitre.

7.2 Stratégie « haut niveau » de contrôle santé des sous-structures de la nacelle de l'A380

Le *fan cowl* et l'IFS étant de dimensions importantes et de géométries complexes, nous avons donc développé une stratégie « haut niveau » de contrôle santé pour ces structures. La stratégie consiste à subdiviser ces structures en zones surveillables et

à appliquer la démarche de détection de dommages dans chacune de ces zones de manière indépendante. Ces zones représentent des régions de la structure auxquelles est associé un ensemble de PZT, que nous appelons « clusters » de PZT. Les clusters de PZT sont choisis de manière à assurer une bonne transmission des ondes dans chaque zone (faible atténuation avec la distance de propagation), en se basant par exemple sur la valeur de l'amplitude des ondes reçues par les PZT-capteurs d'un cluster donné, pour un PZT-actionneur appartenant à ce même cluster. La juxtaposition de toutes les zones surveillables permet de reconstruire l'ensemble des régions de la structure équipée de PZT. La figure 7.1 illustre cette stratégie de subdivision pour le contrôle local. On observe que certains PZT peuvent appartenir à deux clusters différents (par exemple les PZT 2 et 5 appartiennent simultanément aux clusters 1 et 2), ceci permet d'assurer le relais entre les deux zones associées pour un contrôle optimal.

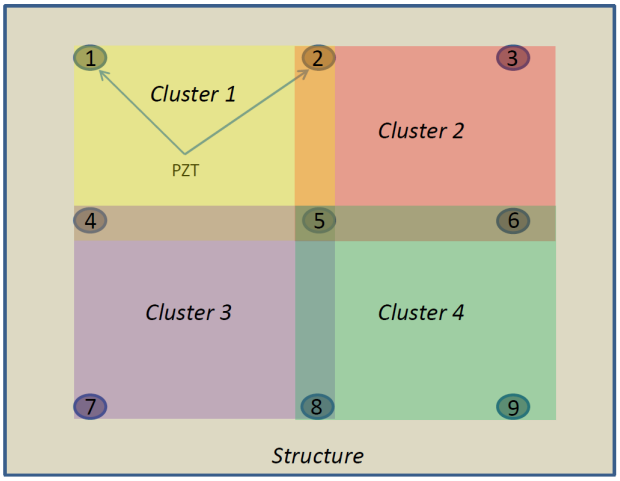


FIGURE 7.1 – Illustration de la subdivision de la structure en zones suveillables (cluster) pour la stratégie de contrôle local.

Une fois les zones surveillables définies, on peut appliquer les démarches de détection et de localisation de dommages discutées dans les chapitres précédents dans chacune de ces zones. La prise de décision sur la présence du dommage se fait alors de manière indépendante dans chacune de ces zones.
La stratégie « haut niveau » de contrôle santé proposée peut alors de résumer en deux étapes essentielles résumées sur la figure 7.2 :

1. l'étape d'apprentissage, réalisée sur la structure dans un état de référence (supposé sans dommage). Cette étape permet d'une part de définir des zones surveillables et de les associer à des clusters de PZT, et d'autre part d'estimer des « seuils de détection » par cluster (voir chapitre 4, Figure 4.7), pour la prise de décision sur la détection du dommage. Ces « seuils de détection » sont estimés pour chacune des caractéristiques utilisées pour la détection (tableau 4.1). La stratégie de fusion des données pour les PZT appartenant à un cluster donné reste semblable celle décrite sur la figure 4.8.
2. l'étape de test, réalisé sur la structure dans un état inconnu. Si la décision sur la présence du dommage (détection) est positive dans une zone donnée

(comparaison entre le « seuil de détection » et la caractéristique $\Lambda(x_{inconnu})$ dans cette zone - voir *démarche 1*, Figure 4.7) alors on passe à l'étape de localisation. On effectue ainsi une estimation des coordonnées du dommage dans cette zone. L'estimation des coordonnées du dommage est réalisée dans un cadre déterministe (section 5.2.3) puis dans un cadre probabiliste pour la quantification des incertitudes (section 5.3).

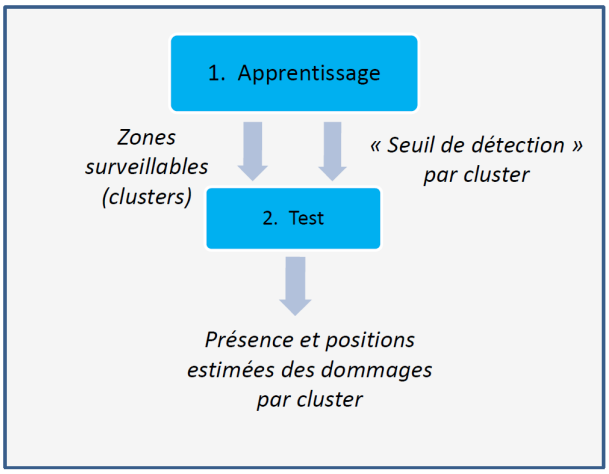


FIGURE 7.2 – Étapes de la stratégie de contrôle santé developée pour le *fan cowl* et l'IFS.

En somme, il s'agit principalement dans ce nouveau cas d'étude de reprendre la démarche de détection de dommages présentée sur la figure 4.7 et l'appliquer pour chacun des clusters de PZT. Ensuite l'étape de localisation de dommages peut être réalisée en se focalisant uniquement sur les clusters où le test de détection est positif. Le développement de cette nouvelle stratégie de contrôle santé est essentiellement lié à la complexité géométrique des structures étudiées dans ce chapitre.

7.3 Détection et localisation des dommages

7.3.1 Cas du *fan cowl*

La stratégie « haut niveau » de contrôle santé décrite précédemment est appliquée dans cette section pour la détection et la localisation des dommages dans le *fan cowl*. Des patchs de PZT ont été collés sur cette structure selon la configuration présentée sur la figure 3.10, afin de réaliser le contrôle de l'état de santé. Des aimants ont également été fixés sur cette structure afin de simuler la présence d'un dommage. La figure 7.3 montre la position des PZTs et des dommages sur le *fan cowl* dont les coordonnées sont données dans les tableaux 3.12 et 3.13. Les clusters sont formés en considérant les PZT par groupe de 3 (plus proches voisins) comme le montre la figure 7.3. Par souci de clarté, seuls les blocs regroupant les triplets de PZT (3,6,7), (1,5,9) et (1,4,9) ont été représentés sur la figure. Les configurations D2, D5 et D7 correspondent à des dommages simulés par des aimants de diamètre 35 mm, 45 mm et 40 mm respectivement. Le "dommage" D1 représente un aimant de 40 mm

de diamètre sur lequel on a fixé un autre aimant de 45 mm de diamètre. Tous ces "dommages" ont été introduits séparément sur la structure et pour chaque configuration de "dommage" (les autres aimants étant absents), les signaux ont été mesurés.

Dans toute la suite, les configurations étudiées D1, D2, D5, D7, simulées par des aimants comme décrit précédemment seront qualifiées "d'endommagées". La désignation plus appropriée "dommage simulés par des aimants" sera remplacée par la désignation "dommage" tout court.

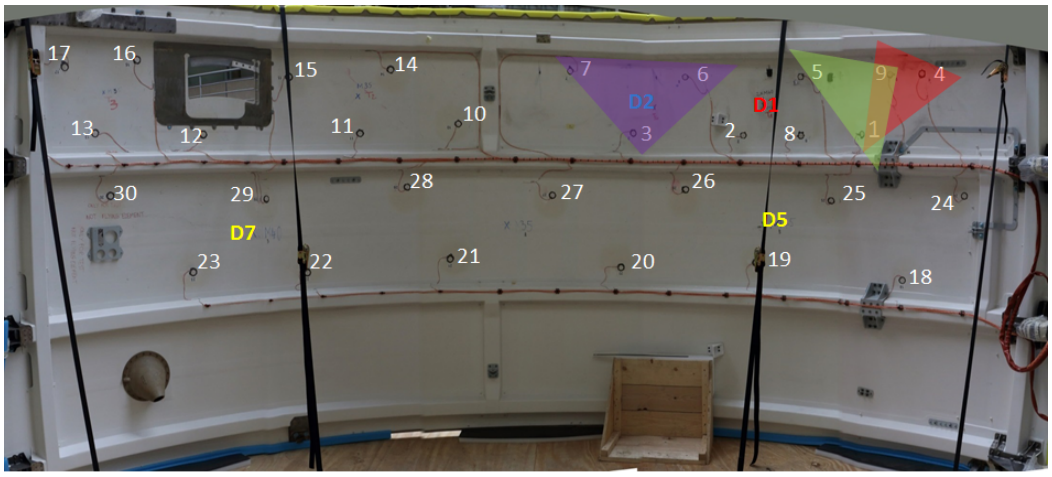


FIGURE 7.3 – Position des PZT et des dommages sur le *fan cowl* et regroupement des PZT en clusters.

On considère $N_{rep} = 60$ répétitions lors de l'acquisition des signaux aux états sains et endommagés (pour chacune des configurations de dommage considérées séparément), ce qui permet de calculer, pour chaque "chemin" actionneur-capteur, $N_{\Lambda_{\text{act-capt}}} = \frac{N_{rep}(N_{rep}-1)}{2} = 1770$ valeurs de caractéristiques (pour chacun des indicateurs - CC, MA, ERN,...). Le PZT 5 était défectueux lors de l'acquisition des signaux, et ne sera donc pas considéré dans toute la suite de cette étude. La figure 7.4 montre les signaux mesurés à la fréquence de 200 kHz entre deux répétitions à l'état sain (sans dommage) par les PZT 2 à 30 lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. Les signaux ont été débruités par transformée en ondelette discrète (section 4.5.1). On observe une cohérence dans les signaux reçus par les différents capteurs, par rapport au temps d'arrivée des paquets d'onde et la position de ces capteurs par rapport à l'actionneur (les signaux mesurés aux PZT 4 et 9, qui sont les plus proches de l'actionneur - PZT 1- arrivent en premier et ont des amplitudes plus importantes). Par ailleurs, on observe que l'amplitude des ondes reçues par les capteurs diminue avec la distance entre ces derniers et l'actionneur, jusqu'à se noyer dans du bruit comme c'est le cas par exemple pour le PZT 30. Cette observation nous a motivé à regrouper les PZT en cluster comme discuté précédemment afin d'analyser la structure en zone indépendantes où la transmission de l'onde est bonne pour un ensemble de PZT.

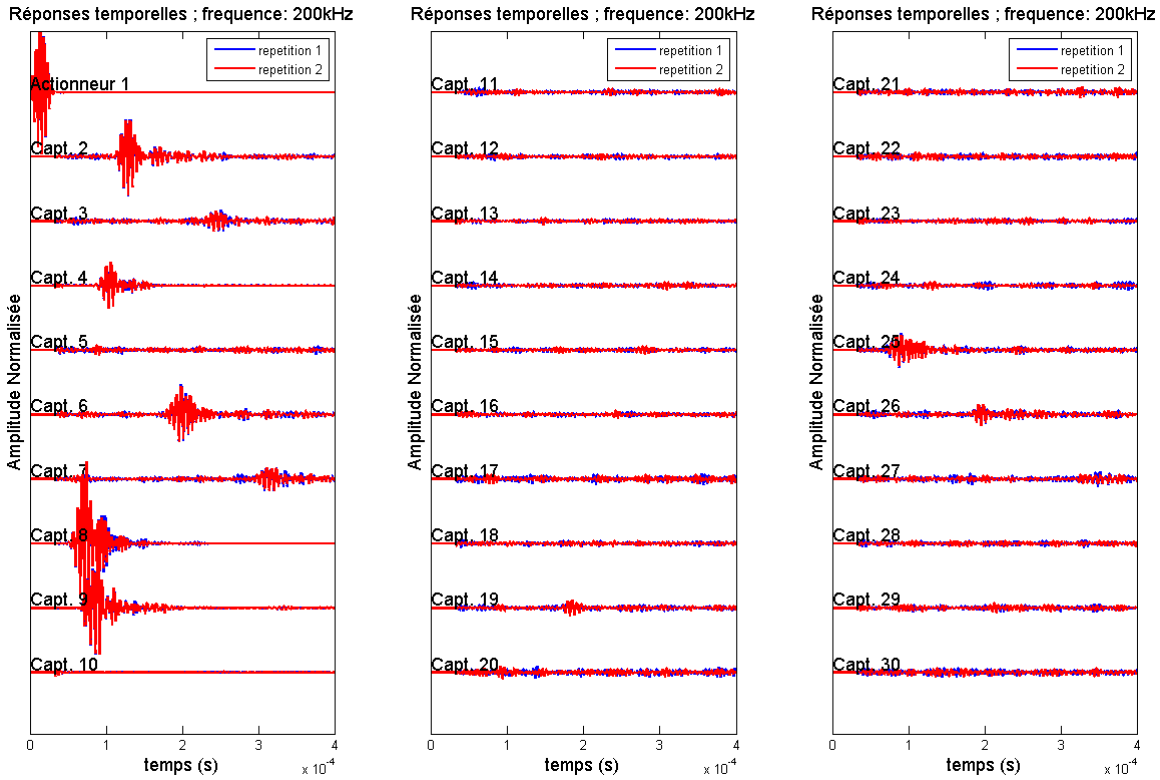


FIGURE 7.4 – Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 200 kHz sur le *fan cowl* entre deux répétitions à l'état sain lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. L'amplitude de l'actionneur est en volts (V) tandis que celle des capteurs est en millivolts (mV).

7.3.1.1 Détection et localisation du dommage D1

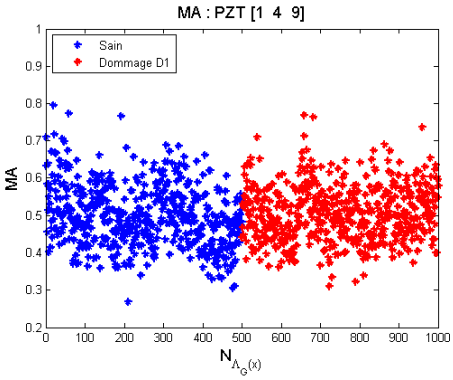
La figure 7.5 montre les résultats de détection du dommage D1 (seul présent) dans chacun des clusters, pour la caractéristique basée sur le maximum d'amplitude MA. Les données des PZT appartenant à un même cluster ont été fusionnées selon la stratégie décrite sur la figure 4.8. On observe que l'écart entre les données aux états sain et endommagé est plus important dans les zones couvertes par les clusters de PZT [2 6 8] et [1 8 9] ; le dommage se trouvant à la frontière de ces zones. On observe en revanche une quasi-homogénéité de ces données entre ces deux états pour les autres cluster de PZT. Ce résultat montre ainsi que la caractéristique MA, permet de discriminer l'effet de la présence d'un aimant sur les signaux mesurés sur le *fan cowl*. Afin de discriminer efficacement les états sains des états endommagés, nous avons calculé le seuil de détection pour chacune zones (cluster de PZT) surveillables. Comme décrit dans la section 4.3, le seuil de détection est obtenu en fixant une probabilité "admissible" de fausse alarme et en résolvant ensuite l'équation intégrale (4.3), où l'inconnue est η. La distribution $P(\Lambda(\underline{x})|H_0)$ des caractéristiques à l'état sain a été construite comme dans le cas de l'étude des plaques composites de géométrie simple (époxy monolithique et sandwich). A partir des histogrammes obtenus pour chacune des caractéristiques, la densité de probabilité de cette distribution est estimée par une approche non paramétrique par noyau (fenêtre de Parzen) sur la base de noyaux Gaussiens.

Si par exemple on s'autorise une probabilité de fausse alarme de 5%, on peut calculer un « seuil de détection » dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques étudiées. La figure 7.6 montre les valeurs des seuils de détection obtenues pour différents clusters en considérant la caractéristique MA. On observe que les distributions de la caractéristique MA, aux états sain et endommagé exhibent une plus nette séparation pour les clusters formés par les PZT [1 8 9] et [2 6 8], qui recouvrent la zone où se trouve le dommage. Par contre on observe que ces deux distributions pour ces deux états sont presque superposées dans les clusters formés par les PZT [1 4 9] et [3 6 7], car le dommage se trouve très loin de ces régions. Afin de quantifier la performance du test de détection pour ce dommage, les courbes COR sont tracées figure 7.7.

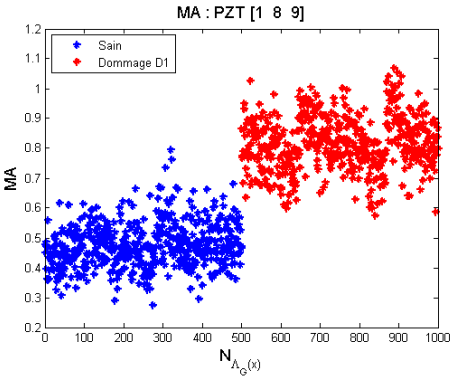
D'après les résultats de la figure 7.7, on observe que pour une PFA (probabilité de fausse alarme) fixée à 0.05, on a la plus grande probabilité de détection du dommage D1 dans le cluster formé par les PZT [2 6 8], et ce pour toutes les caractéristiques considérées, à l'exception de STFT et PHI. Ces deux caractéristiques conduisent à une fausse alarme sur la détection dans des régions où le dommage n'est pas présent. Le cluster formé par les PZT [1 8 9] présente aussi, pour certaines caractéristiques (Env, MA ERN), une probabilité de détection relativement élevée, car on remarque que le dommage D1 n'est pas très éloigné du PZT 8, appartenant à ce cluster. L'écart par rapport au seuil de détection η est calculé comme dans le chapitre 4. Cet écart est calculé comme la différence entre le seuil de détection η et la plus petite valeur de la caractéristique calculée à l'état endommagé $\Lambda_G(\underline{x}_{endo})$. Cette plus petite valeur de la caractéristique obtenue dans l'état endommagé est considérée comme la valeur unique de la caractéristique dont on dispose pour la détection (*démarche 1*, Figure 4.7) :

$$Ecart = \min(\Lambda_G(\underline{x}_{endo})) - \eta \tag{7.1}$$

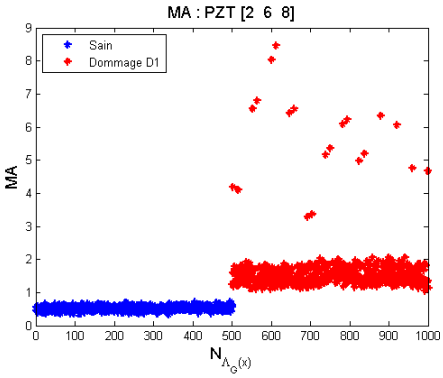
où $\underline{x}_{endo}$ représente le signal mesuré dans l'état endommagé.
Cet écart est calculé pour chacune des caractéristiques (CC, MA, ERN,...) et dans chacun des clusters de PZT. Le résultat est présenté sur la figure 7.8. L'axe des abscisses représente l'ensemble des PZT appartenant à un cluster donné. On observe de ce résultat que l'écart par rapport au seuil de détection est positif pour le cluster formé par les PZT [2 6 8], dans lequel se situe le dommage D1. Par contre les caractéristiques PHI et STFT permettent de façon moins fidèle de détecter ce dommage, car l'écart par rapport au seuil de détection pour ces caractéristique est négatif.



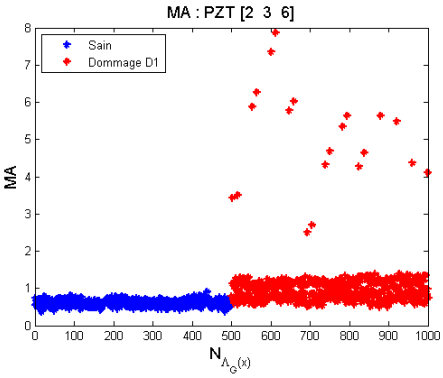
(a) MA, cluster : PZT [1 4 9]



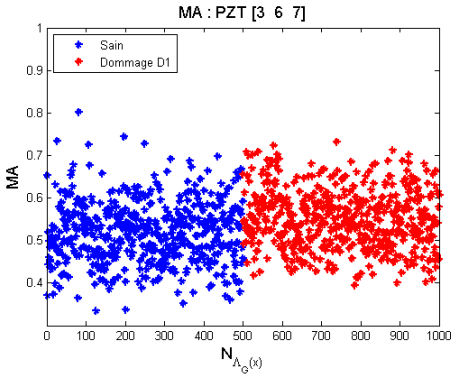
(b) MA, cluster : PZT [1 8 9]



(c) MA, cluster : PZT [2 6 8]



(d) MA, cluster : PZT [2 3 6]

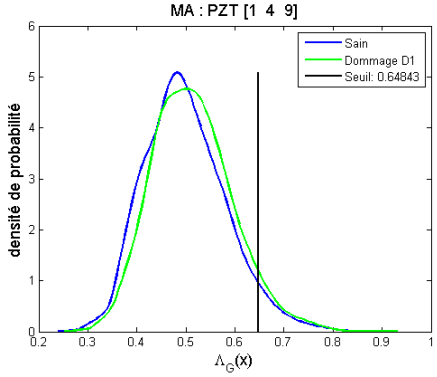


(e) MA, cluster : PZT [3 6 7]

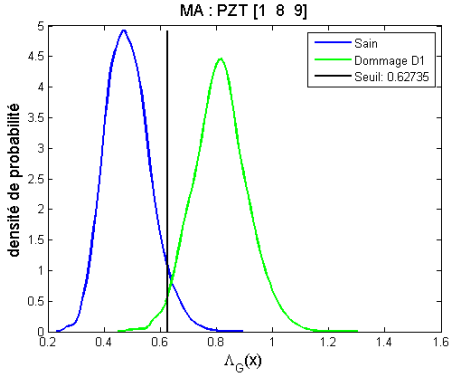
FIGURE 7.5 – Détection du dommage D1 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters, pour la caractéristique MA.

◇ Localisation du dommage D1

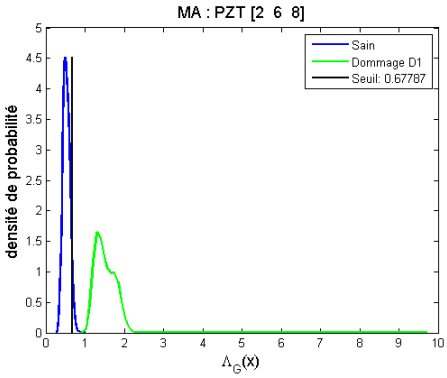
La localisation du dommage D1 a été réalisée en suivant la démarche déjà présentée au chapitre 5 pour les structures de géométrie simples. Une stratégie de sélection des "chemins" actionneur-capteur les plus pertinents pour la localisation de dommage a été proposée. Une fois que la zone de dommage a été identifiée (cluster de PZT), seuls les capteurs se situant au delà de la zone de dommage par rapport à l'actionneur seront utilisés pour la localisation. Ceci permet aux capteurs, de mesurer l'onde diffractée par le dommage en transmission directe, car cette onde traverse obli-



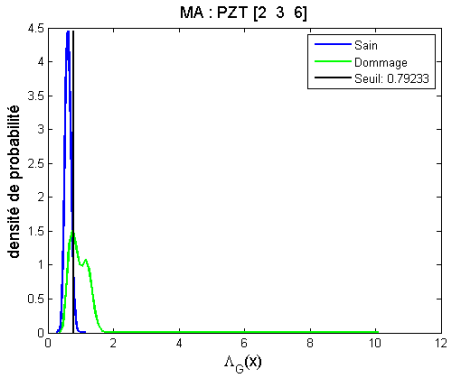
(a) MA, cluster : PZT [1 4 9]



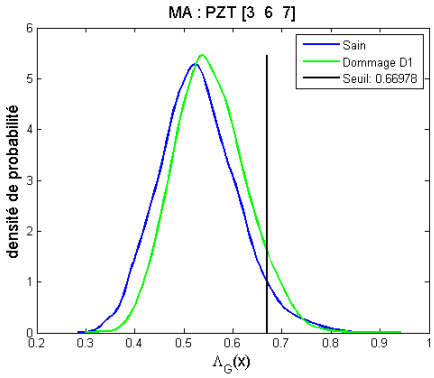
(b) MA, cluster : PZT [1 8 9]



(c) MA, cluster : PZT [2 6 8]



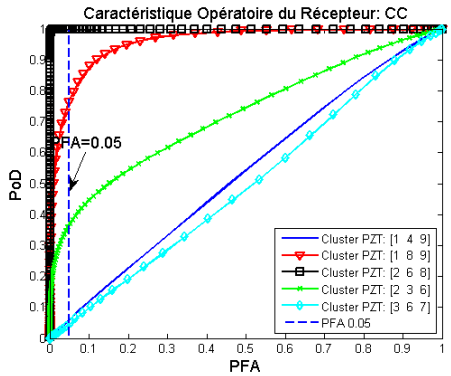
(d) MA, cluster : PZT [2 3 6]



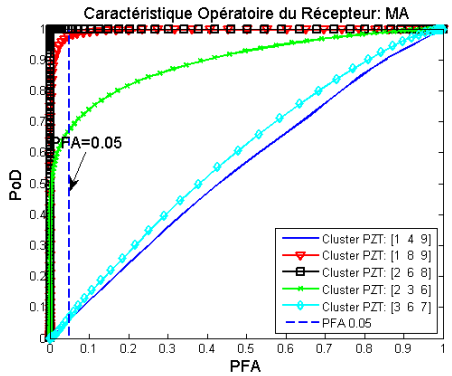
(e) MA, cluster : PZT [3 6 7]

FIGURE 7.6 – Valeurs des seuils de détection pour PFA = 5% dans différents clusters, pour la caractéristique MA.

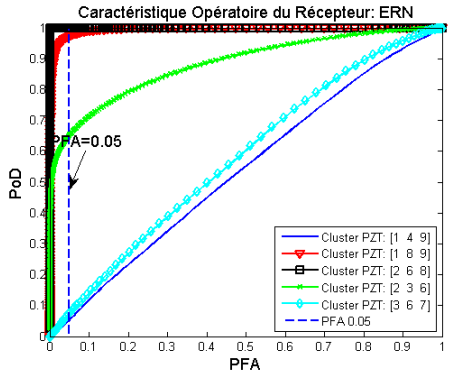
gatoirement la zone où le dommage a été détecté. Ainsi pour un actionneur donné, seuls les capteurs respectant cette règle seront considérés dans l'algorithme de localisation. Par exemple, en considérant deux signaux aux états sain et endommagé, on peut calculer des caractéristiques de détection de dommage (CC,MA,ERN,...). Comme on l'a vu, plus la valeur obtenue de la caractéristique sera importante, plus le dommage sera susceptible d'être détecté sur ce "chemin". La figure 7.9 montre ces valeurs pour chacune des caractéristiques pour le dommage D1, lorsque le PZT 1 agit comme actionneur et les PZT 2 à 9 agissant comme capteurs. On observe que les valeurs les plus importantes pour chacune de ces caractéristiques sont as-



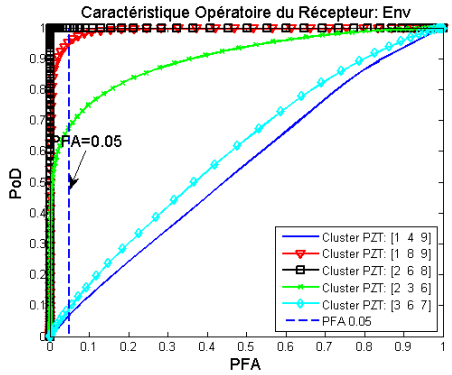
(a) CC



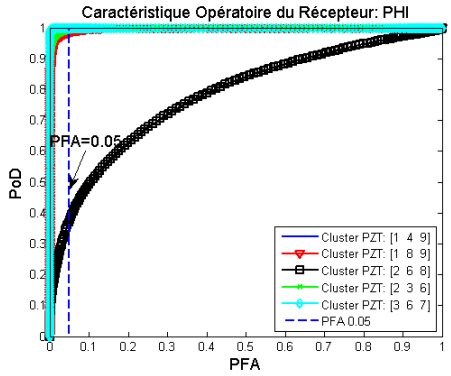
(b) MA



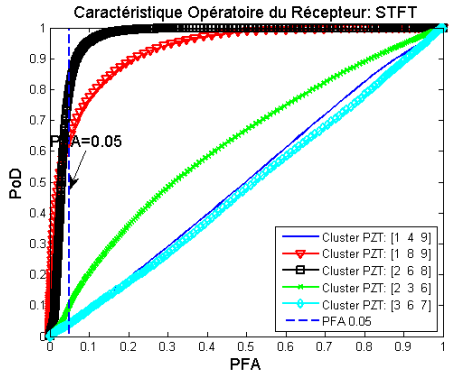
(c) ERN



(d) ENV



(e) PHI



(f) STFT

FIGURE 7.7 – Courbes COR pour le dommage D1 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques.

sociés aux "chemins" actionneur 1-capteur 3 et actionneur 1-capteur 7. La zone du dommage ayant été déterminée par l'algorithme de détection (cluster [2 6 8], ayant la plus grande PoD à PFA fixée), on remarque que ces deux capteurs (3 et 7) se situent de l'autre côté de la zone du dommage par rapport à l'actionneur (PZT 1). Ils seront donc retenus pour la localisation lorsque le PZT 1 agit en actionneur. Pour tous les PZT agissant tour à tour comme actionneur, on sélectionne les capteurs qui mesurent l'onde en transmission directe entre cet actionneur, la zone de dommage et ces capteurs. Ces "chemins" correspondent aux "chemins" pour lesquels l'onde transmise est la plus impactée par la présence du dommage (signature importante

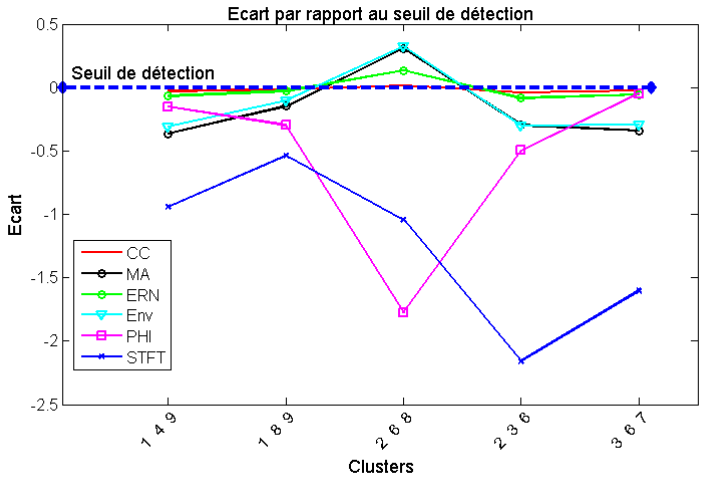


FIGURE 7.8 – Écart par rapport au seuil de détection pour tous les clusters et pour toutes les caractéristiques, *fan cowl*.

liée à la présence du dommage). Le tableau 7.1 récapitule l'ensemble des capteurs, pour un actionneur donné, sélectionnés pour la localisation du dommage repéré dans le cluster formé par les PZT [2 6 8].

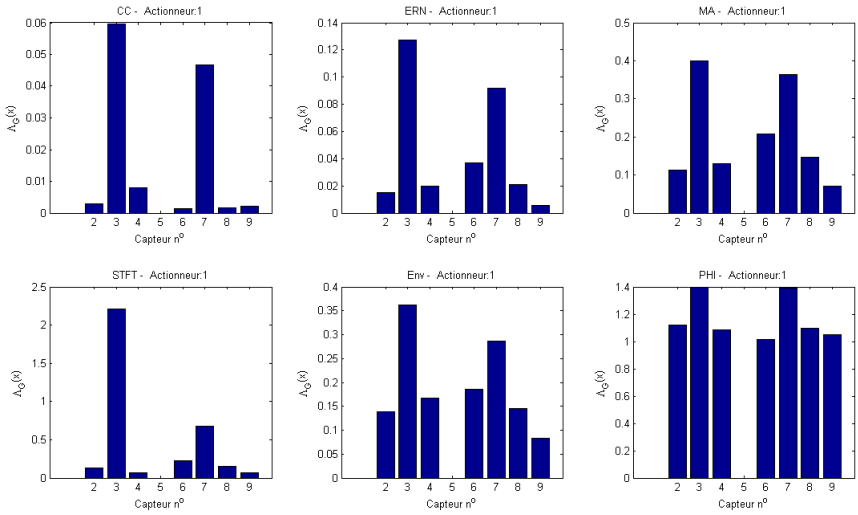


FIGURE 7.9 – Valeurs des caractéristiques calculé pour le dommage D1 pour chacun des chemins actionneur-capteur, *fan cowl*.

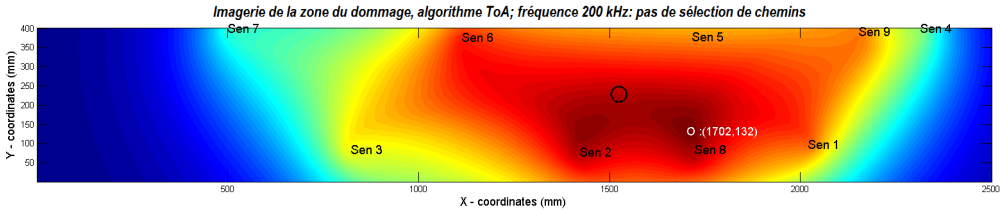
Cet ensemble de "chemins" a été sélectionné pour la localisation de D1. A titre de comparaison et de justification de cette stratégie de sélection de PZT pour la localisation du dommage D1, on a représenté sur la figure 7.10a les résultats de localisation (imagerie de la zone du dommage) de ce dommage en utilisant l'algorithme *ToA* (équation 5.13), et en prenant en compte pour la localisation tous les "chemins" possibles actionneurs-capteurs ($9 \times 8 = 72$), sans sélection. En comparaison, la figure 7.10b montre l'imagerie de la zone du dommage obtenue par l'algorithme

TABLE 7.1 – Liste des capteurs, pour un actionneur donné, sélectionnés pour la localisation du dommage repéré dans le cluster formé par les PZT [2 6 8].

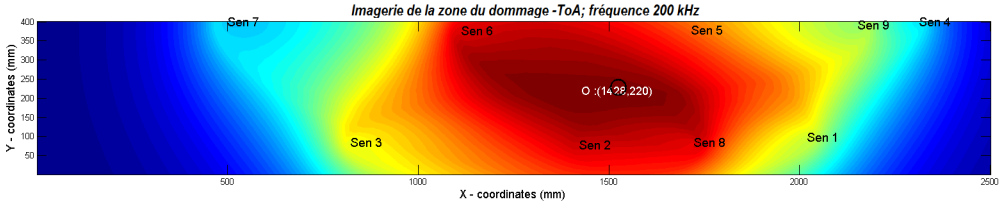
Actionneur	1	3	4	7	9
Capteurs	[3, 7]	[1, 4, 9]	[3, 7]	[1, 4, 9]	[3, 7]

ToA (équation 5.13) en prenant en compte pour la localisation tous les "chemins" actionneur-capteurs listés dans le tableau 7.1, sélectionnés selon la stratégie présentée précédemment. On observe que le fait de considérer tous les "chemins" possibles actionneurs-capteurs conduit à un résultat de localisation très dégradé par rapport au cas où la sélection des "chemins" est faite. La quantification des incertitudes sur la localisation (résultat Figure 7.10b) est réalisée en suivant la démarche MCMC décrite au chapitre 5. A cause de la complexité géométrique du fan cowl et de la présence de nombreuses zones avec raidisseur dans cette structure, nous n'avons pas considéré une expression a priori pour le profil de la vitesse de groupe comme c'était le cas pour les plaques monolithiques et sandwich. Nous avons considéré des vitesses de groupe individuelles estimées sur chaque chemin afin de réaliser la localisation du dommage. Cette hypothèse reste raisonnable si on est en présence d'un matériau isotrope, ou alors si on suppose que le front d'onde devient quasiment circulaire lorsque la distance de propagation augmente. Dans ce cas, la distance caractéristique de propagation doit être inférieure à la distance entre l'actionneur qui génère l'onde et le capteur qui la mesure. Ainsi, les vitesses de groupes sont calculées par chemin selon la relation (5.10). Celles-ci étant connues, le vecteur de paramètres dont on veut estimer la distribution a posteriori devient dans ce cas $\boldsymbol{\theta} = [x_d, y_d]$, qui représente les coordonnées du dommage. La procédure MCMC décrite au chapitre 5 est appliquée pour la localisation de dommages pour cette nouvelle configuration. On choisit des distributions *a priori* sur chacun des paramètres : x_d, y_d sont uniformément distribués sur [0,400] mm, [0,2500] mm respectivement, qui correspondent aux dimensions approximatives de la zone 1 (voir figure 3.10). Une vue 2D de la densité de probabilité estimée de la zone du dommage est représentée sur la figure 7.10c. Le cercle noir représente la position réelle du dommage tandis que le contour PDF représente la zone estimée. La quantification des incertitudes est réalisée uniquement pour le résultat de localisation déterministe après sélection des chemins pertinents.

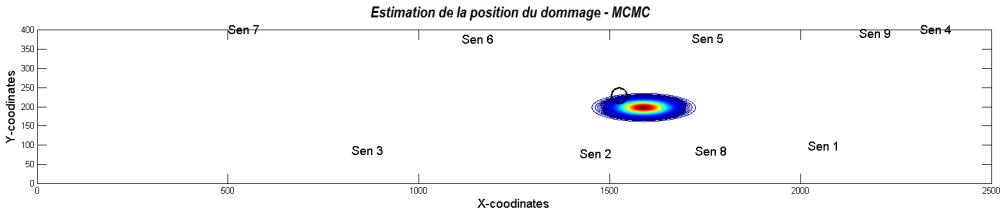
Ces résultats montrent à la fois une « bonne » détection et une « bonne » localisation du dommage D1, aussi bien dans un cadre déterministe que Bayésien (quantification des incertitudes). De plus la stratégie de choix des "chemins" actionneur-capteurs les plus pertinents montre son efficacité et conduit à une nette amélioration des résultats de localisation de ce dommage sur une structure complexe comme le *fan cowl*. .



(a) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D1 : pas de sélection de "chemins" act.-capt.



(b) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D1 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.



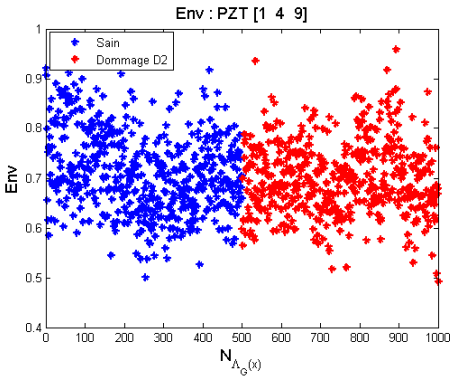
(c) Quantification des incertitudes sur la localisation, MCMC , algorithme ToA, dommage D1 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.

FIGURE 7.10 – Résultats de localisation du dommage D1 avec et sans sélection de "chemins" pertinents. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

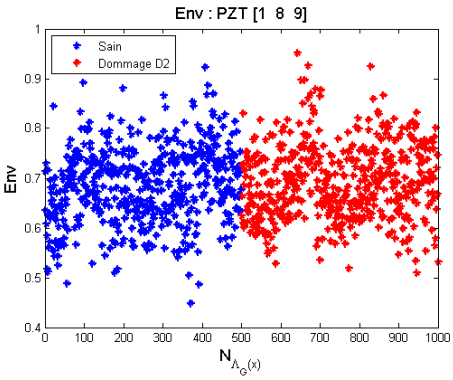
7.3.1.2 Détection et localisation du dommage D2

La démarche discutée précédemment a également été suivie pour la détection du dommage D2 (voir figure 7.3). La figure 7.11 montre les résultats de détection du dommage D2 (seul présent) dans chacun des clusters, pour la caractéristique basée sur l'enveloppe du signal Env. Comme précédemment, les données des PZT appartenant à un même cluster ont été fusionnées selon la stratégie décrite sur la figure 4.8. On observe que l'écart entre les données aux états sain et endommagé est plus important dans les zones couvertes par les clusters de PZT [2 3 6] et [3 6 7] ; le dommage se trouvant à la frontière de ces zones. On observe en revanche une quasi-homogénéité de ces données entre ces deux états pour les autres cluster de PZT, ce qui traduit la non détection du dommage dans ces zones. Ce résultat montre ainsi que la caractéristique Env, permet de discriminer l'effet de la présence d'un aimant sur les signaux mesurés sur le *fan cowl*.

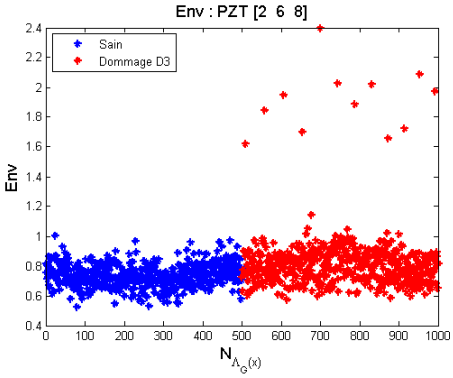
Afin de quantifier la performance du test de détection pour ce dommage D2, les courbes COR sont tracées figure 7.12. D'après les résultats de cette figure, on observe que pour une PFA fixée à 0.05, on a la plus grande probabilité de détection du dommage D2 dans les cluster formé par les PZT [3 6 7] et [2 3 6]. Ces observations



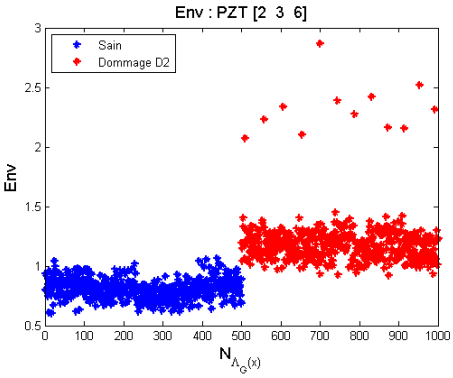
(a) Env, cluster : PZT [1 4 9]



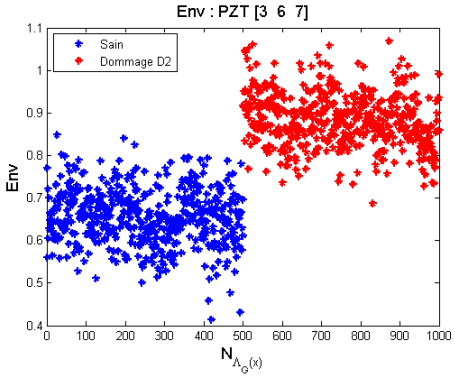
(b) Env, cluster : PZT [1 8 9]



(c) Env, cluster : PZT [2 6 8]



(d) Env, cluster : PZT [2 3 6]

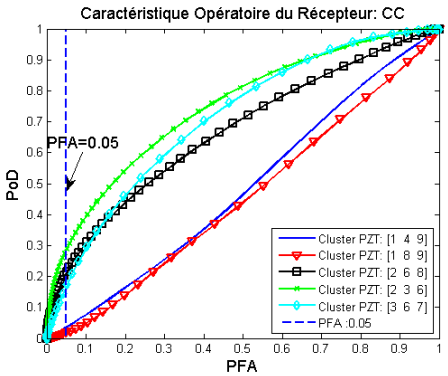


(e) Env, cluster : PZT [3 6 7]

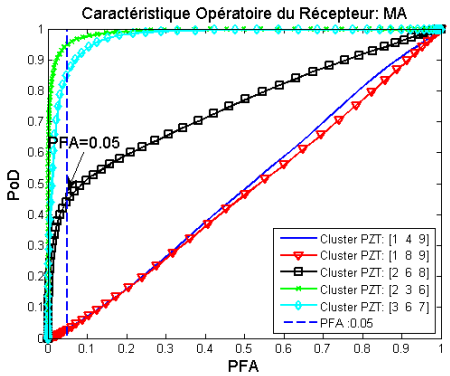
FIGURE 7.11 – Détection du dommage D2 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters, pour la caractéristique Env.

ne vont pas dans le même sens que pour les caractéristiques CC, PHI et STFT qui ne se montrent pas très pertinentes pour la détection de ce dommage. En particulier, la caractéristique PHI conduit à une fausse alarme sur la détection dans des régions où le dommage n'est pas présent, tandis que les caractéristiques CC et STFT conduisent à une non détection du dommage présent dans le cluster de PZT [3 6 7].

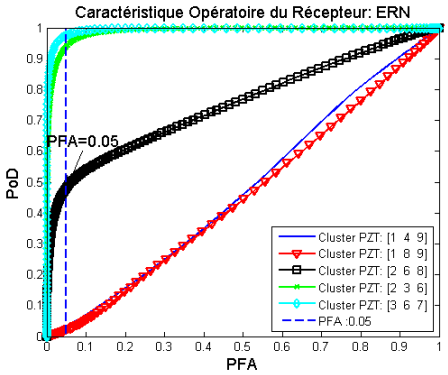
Comme pour le dommage D1, l'écart par rapport au seuil de détection est calculé pour chacune des caractéristiques (CC, MA, ERN,...) et dans chacun des clusters de PZT pour la détection du dommage D2. Le résultat est présenté sur la figure 7.13. On observe de ce résultat que l'écart par rapport au seuil de détection est négatif



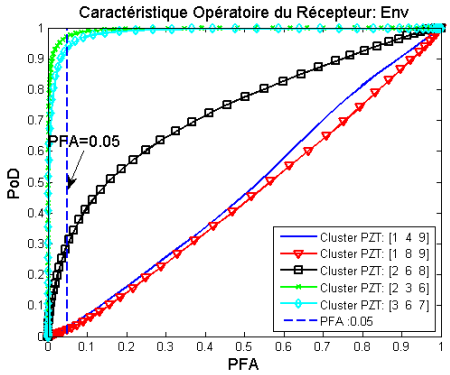
(a) CC



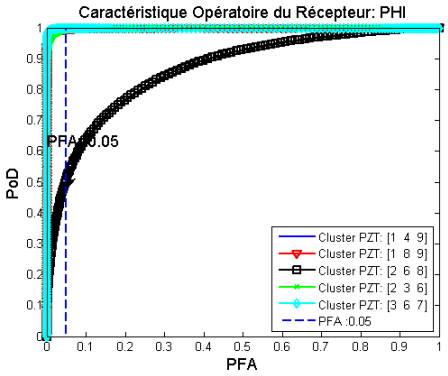
(b) MA



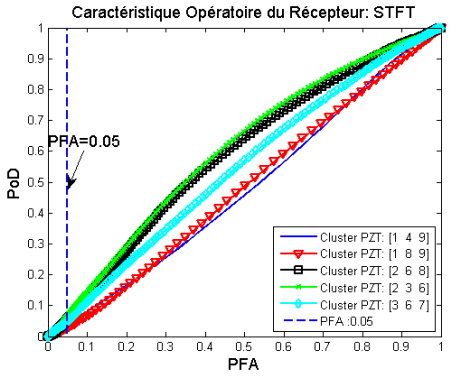
(c) ERN



(d) ENV



(e) PHI



(f) STFT

FIGURE 7.12 – Courbes COR pour le dommage D2 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques.

pour toutes les caractéristiques et ce dans tous les clusters, y compris celui dans lequel le dommage est présent. Par contre, nous avons vu par la figure 7.12 que les courbes COR (qui sont obtenues en utilisant l'ensemble des 1770 valeurs des caractéristiques à l'état endommagé) permettaient de détecter ce dommage dans le cluster où il est présent (plus grande PoD à PFA fixée). Ces deux résultats permettent ainsi de conclure que l'écart par rapport au seuil de détection, qui est calculé en utilisant la valeur du *minimum* ($\min(\Lambda_G(\underline{x}_{endo}))$) de l'ensemble des 1770 valeurs de caractéristiques, ne permet pas de prendre une décision sur la détection du dommage D2 dans ce cas (*démarche 1*, Figure 4.7). La *démarche 2* reste donc appropriée pour la

détection de ce dernier. On peut aussi remarquer que l'effort de contact généré par le dommage D1 est supérieur à celui généré par le dommage D2, ce qui peut expliquer le fait que ce dernier soit moins détecté en utilisant les même caractéristiques.

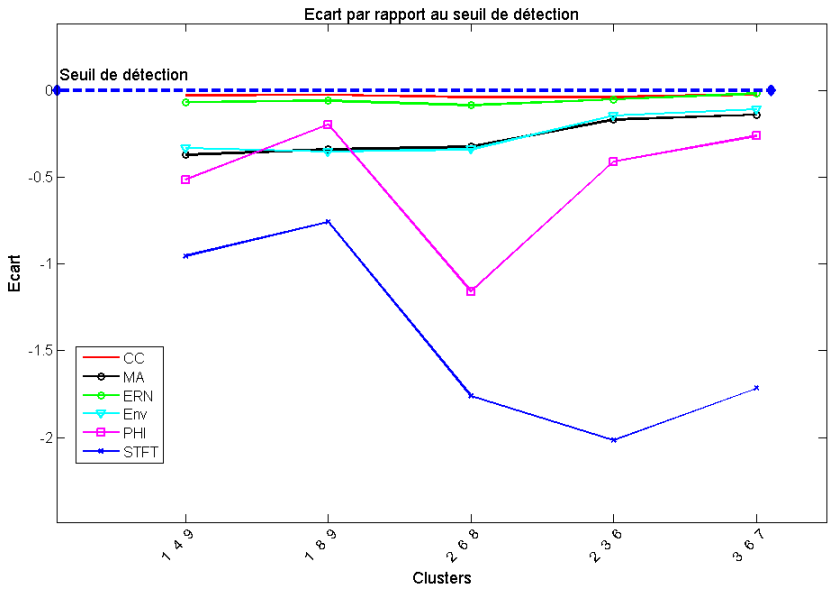


FIGURE 7.13 – Écart par rapport au seuil de détection pour tous les clusters et pour toutes les caractéristiques, *fan cowl*, dommage D2.

TABLE 7.2 – Liste des capteurs, pour un actionneur donné, sélectionnés pour la localisation du dommage repéré dans le cluster formé par les PZT [2 3 6].

Actionneur	1	4	7	8	9
Capteurs	[7]	[7]	[1,4,8,9]	[7]	[7]

◇ Localisation du dommage D2

La localisation du dommage D2 a été réalisée en suivant la même démarche que précédemment, en adoptant la stratégie de sélection des "chemins" actionneur-capteur les plus pertinents pour la localisation de ce dommage, détecté dans le cluster de PZT [2 3 6] (plus grande PoD à PFA fixée). Les "chemins" considérés pour la localisation de ce dommage sont listés dans le tableau 7.2. Cette sélection reste compatible avec les valeurs des caractéristiques pour la détection du dommage D2 sur chacun de ces "chemins", présenté en figure 7.14 lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. A l'exception de la caractéristique PHI qui conduisait déjà à une mauvaise détection, toutes les autres présentent les chemins 1-3 et 1-7 comme les plus impactés par la présence de ce dommage et donc comme les plus pertinents pour la localisation. Le PZT 3 se trouvant dans la zone du dommage, il n'est par conséquent pas utilisé pour la localisation de ce dernier.

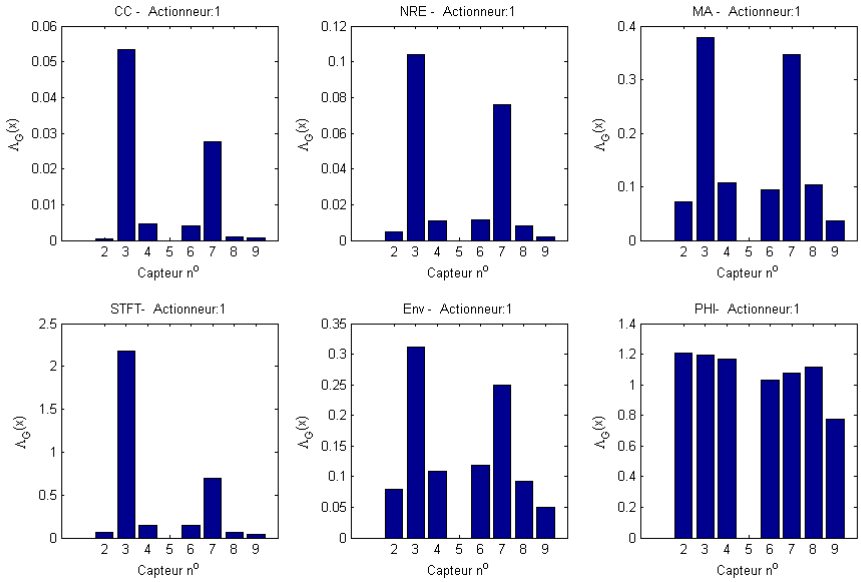
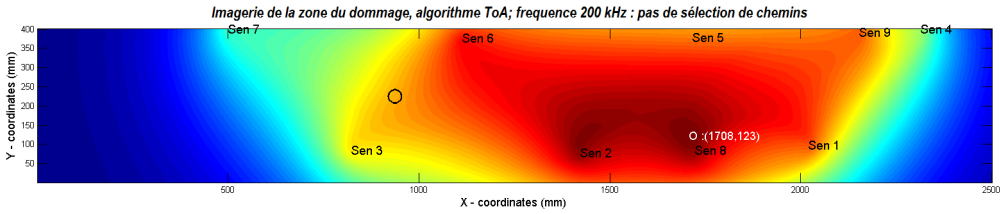


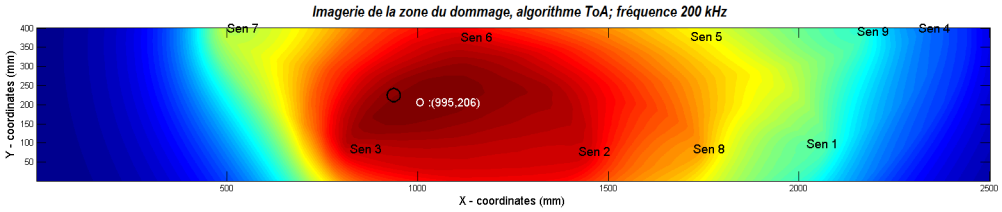
FIGURE 7.14 – Valeurs des caractéristiques calculé pour le dommage D2 pour chacun des chemins actionneur-capteur, *fan cowl*.

La figure 7.15a présente les résultats de localisation (imagerie de la zone du dommage) de ce dommage en utilisant l'algorithme *ToA* (équation 5.13), et en prenant en compte pour la localisation tous les "chemins" possibles actionneurs-capteurs (9 × 8 = 72), sans sélection. En comparaison, la figure 7.15b montre l'imagerie de la zone du dommage obtenue par l'algorithme *ToA* (équation 5.13) en prenant en compte pour la localisation tous les "chemins" actionneur-capteurs listés dans le

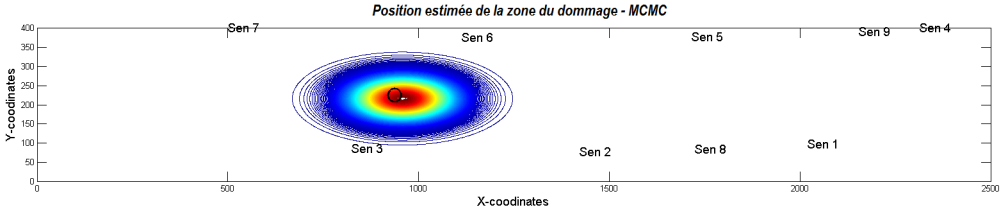
tableau 7.2, sélectionnés selon la stratégie présentée précédemment. Comme dans le cas du dommage D1, on observe que le fait de considérer tous les "chemins" possibles actionneurs-capteurs conduit à un résultat de localisation plus dégradé par rapport au cas où la sélection des "chemins" est faite. La quantification des incertitudes sur la localisation (basé sur le résultat de la Figure 7.15b) est réalisée en suivant la démarche MCMC décrite au chapitre 5. Comme dans l'exemple précédent, des distributions *a priori* uniformes sur chacun des paramètres x_d, y_d ont été supposées sur [0,400] mm, [0,2500] mm respectivement. Un tracé montrant la densité de probabilité estimée de la zone du dommage est présentée figure 7.15c. Le cercle noir représente la position réelle du dommage tandis que le contour PDF représente la zone estimée.
Comme dans le cas du dommage D1, ces résultats montrent à la fois une détection correcte et une « bonne » localisation du dommage D2, aussi bien dans un cadre déterministe que Bayésien. De plus la stratégie de choix des "chemins" actionneur-capteurs les plus pertinents montre son efficacité et conduit à une nette amélioration des résultats de localisation de ce dommage sur une structure complexe comme le *fan cowl*.



(a) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D2 : pas de sélection de "chemins" act.-capt.



(b) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D2 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.



(c) Quantification des incertitudes sur la localisation, MCMC , algorithme ToA, dommage D2 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.

FIGURE 7.15 – Résultats de localisation du dommage D2 avec et sans sélection de "chemins" pertinents. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

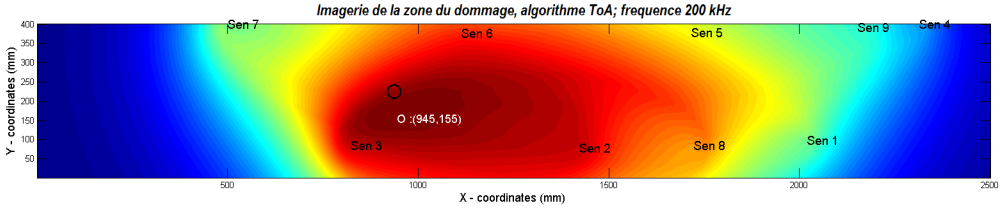
7.3.1.3 Localisation de dommages introduits séquentiellement

On s'intéresse dans cette section à la problématique de localisation de dommage apparus séquentiellement dans la structure. Jusqu'ici, la détection et la localisation de dommage ont été réalisés sur la base de la différence entre les signaux dans un état de référence (supposé sain - état N) et dans un état inconnu (endommagé - état $N+1$). L'apparition d'un dommage « réel » dans une structure étant un processus irréversible, on peut se poser la question de la faisabilité de l'utilisation de la nouvelle base de données "endommagée" (signaux à l'état endommagé $N+1$) comme nouvel état de référence pour la détection et la localisation d'un dommage survenu à la suite de ce dernier (état $N+2$). En d'autres termes, une fois qu'un dommage (état $N+1$) a été détecté en utilisant les signaux de référence à l'état sain (état N), est t-il possible de détecter et localiser un autre dommage apparu par la suite (état $N+2$) sur la base de la différence entre les signaux aux états $N+1$ et $N+2$? Pour répondre à cette question, nous avons conduit une étude en considérant les dommages D1 et D2. Une fois que les dommages D1 et D2 ont été détectés et localisés (séparément), nous avons refait l'acquisition des signaux en considérant une nouvelle configuration

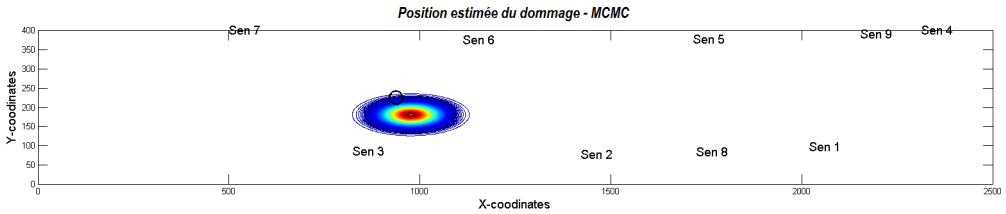
endommagée D1+D2, où ces derniers sont simultanément présents sur la structure, aux même positions que les configuration individuelles. La démarche consiste alors à utiliser la base de données endommagée D1 (ou D2) pour localiser D2 (ou D1) issu des signaux mesurés dans la configuration D1+D2. Nous faisons l'hypothèse que les conditions expérimentales n'ont pas évolués entre ces différentes acquisitions, de telle sorte que dans la différence entre les configurations D1 (ou D2) et D1+D2 on n'a que l'effet de la présence de D2 (ou D1).

◇ **Localisation du dommage D2 à partir de la configuration D1+D2**

Une fois le dommage D1 détecté, on considère ce nouvel état comme état de référence et on cherche à localiser le dommage D2 issu de l'acquisition des signaux dans la configuration D1+D2. Les algorithmes de localisation et de sélection de "chemins" pertinents, les plus impactés par la présence du dommage, restent les même que ceux déjà discutés précédemment pour le cas des dommages individuels. Les figures 7.16a et 7.16b montrent les résultats de localisation du dommage D2, en considérant la configuration D1 comme état de référence. Les résultats de localisation obtenus dans ce contexte montrent que la stratégie de localisation proposée reste robuste même pour la localisation d'un dommage apparu de manière séquentielle. On parvient dans ce nouveau cas à une bonne précision, pratiquement la même que dans le cas du dommage individuel, en terme de qualité de la localisation et ce pour une structure aussi complexe que le *fan cowl*.



(a) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D2, état de référence D1 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.

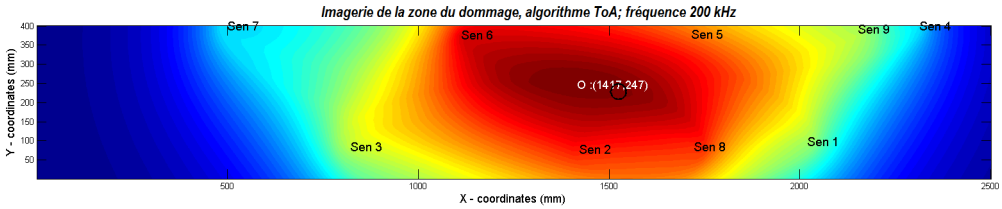


(b) Quantification des incertitudes sur la localisation, MCMC , algorithme ToA, dommage D2, état de référence D1 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.

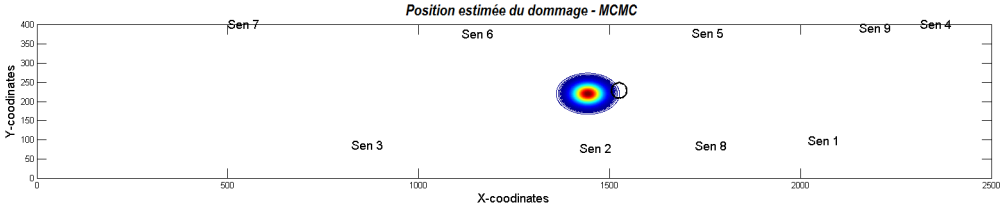
FIGURE 7.16 – Résultats de localisation du dommage D2 en considérant D1 comme état de référence. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

◇ Localisation du dommage D1 à partir de la configuration D1+D2

On considère dans ce nouveau cas que le dommage D2 a été détecté et devient par conséquent état de référence. On cherche ensuite à localiser le dommage D1, issu de l'acquisition des signaux dans la configuration D1+D2, en suivant la même démarche que précédemment. Les figures 7.17a et 7.17b montrent les résultats de localisation du dommage D1, en considérant la configuration D2 comme état de référence. Ces résultats traduisent à nouveau la robustesse de l'algorithme de localisation proposé pour la localisation de dommages apparus séquentiellement.



(a) Imagerie de la zone du dommage, algorithme ToA, localisation déterministe, dommage D1, état de référence D2 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.



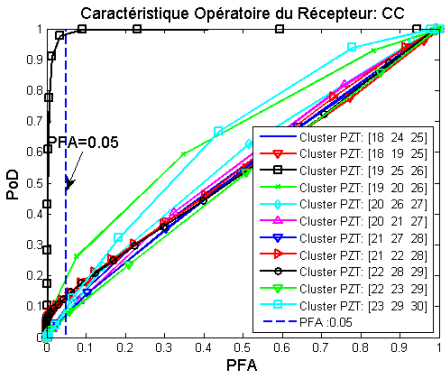
(b) Quantification des incertitudes sur la localisation, MCMC , algorithme ToA, dommage D1, état de référence D2 : sélection de "chemins" act.-capt. pertinents.

FIGURE 7.17 – Résultats de localisation du dommage D1 en considérant D2 comme état de référence. Le cercle noir représente la position réelle du dommage.

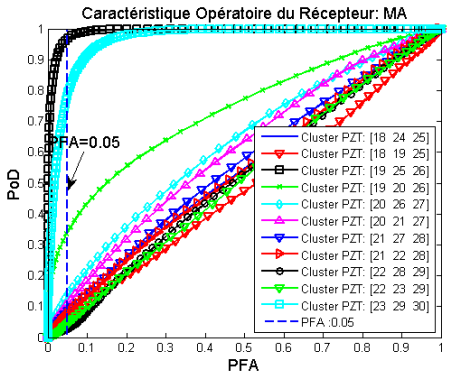
7.3.1.4 Détection simultanée des dommages D5 et D7

Après avoir étudié précédemment la détection et la localisation de dommages individuels et séquentiels, nous nous intéressons maintenant à la détection de dommages apparus simultanément sur la structure. Ce sont les configurations D5 et D7 (voir figure 7.3) qui représentent des dommages simulés par des aimants. Ces aimants sont placés simultanément sur la structure et une acquisition des signaux dans cette nouvelle configuration endommagée est réalisée. La démarche de détection de dommage discuté précédemment est appliquée pour cette nouvelle configuration pour la détection de ces dommages, en considérant comme état de référence, la structure dans son état sain (sans dommage). Les zones surveillables sont toujours subdivisées en clusters de PZT, formés par groupe de 3 comme précédemment. La figure 7.18 montre les courbes COR pour différentes caractéristiques et dans chaque cluster, indiquant la performance du test de détection de ces deux dommages. La probabilité de fausse alarme (PFA) est toujours fixée à 5%. On observe que 3 des 6 caractéristiques (MA, Env, ERN) utilisés pour la détection, conduisent à des valeurs de PoD plus importantes dans les clusters de PZT où sont présents les dommages (cluster [23 29 30] et [19 25 26] pour les dommages D7 et D5 respectivement). De plus, la PoD dans le cluster formé par les PZT [22 23 29] reste elle aussi supérieure (de l'ordre de 40%) à celles dans les autres clusters où on n'a pas de dommages (de l'ordre de 10%), car le dommage D7 se situe à la frontière de la zone délimitée par ces PZT. Par ailleurs la caractéristique CC conduit à une PoD relativement importante (supérieure à 95%) dans la zone formée par le cluster de PZT [19 25 26], où est présent le dommage D5.

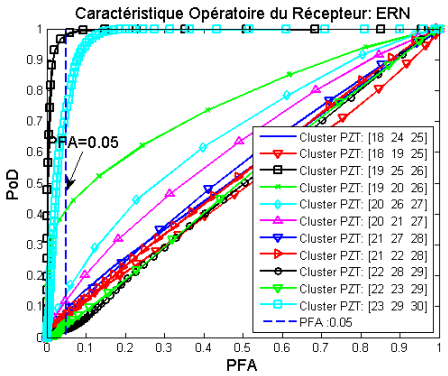
La localisation des dommages introduits dans cette zone du *fan cowl* n'ont pas pu être localisés en utilisant l'approche proposée. Nous pensons que ceci est dû à l'espacement entre les PZT, qui est relativement plus important dans cette zone que dans la zone précédemment étudiée. La distance entre les PZT étant importante on observe que les seuls les capteurs les plus proches de l'actionneur mesurent des signaux et ces signaux sont de faible amplitude comme le montre la figure 7.19. Nous n'avons pas creusé plus en détail ce problème.



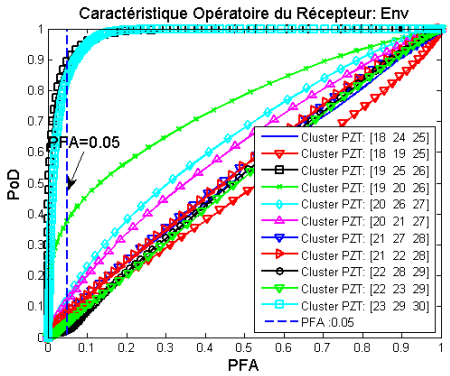
(a) CC



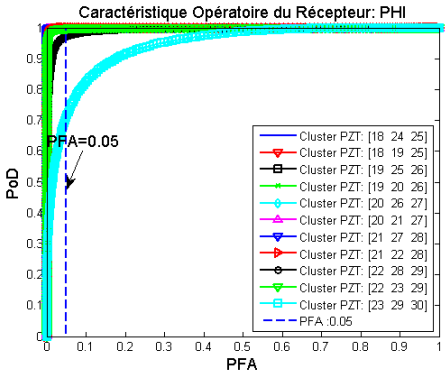
(b) MA



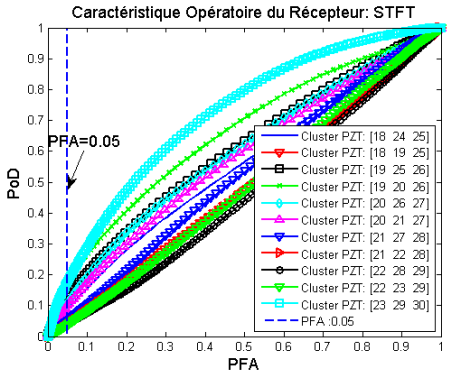
(c) ERN



(d) ENV



(e) PHI



(f) STFT

FIGURE 7.18 – Courbes COR pour les dommages simultanés D5 et D7 sur le *fan cowl* dans chacun des clusters et pour chacune des caractéristiques.

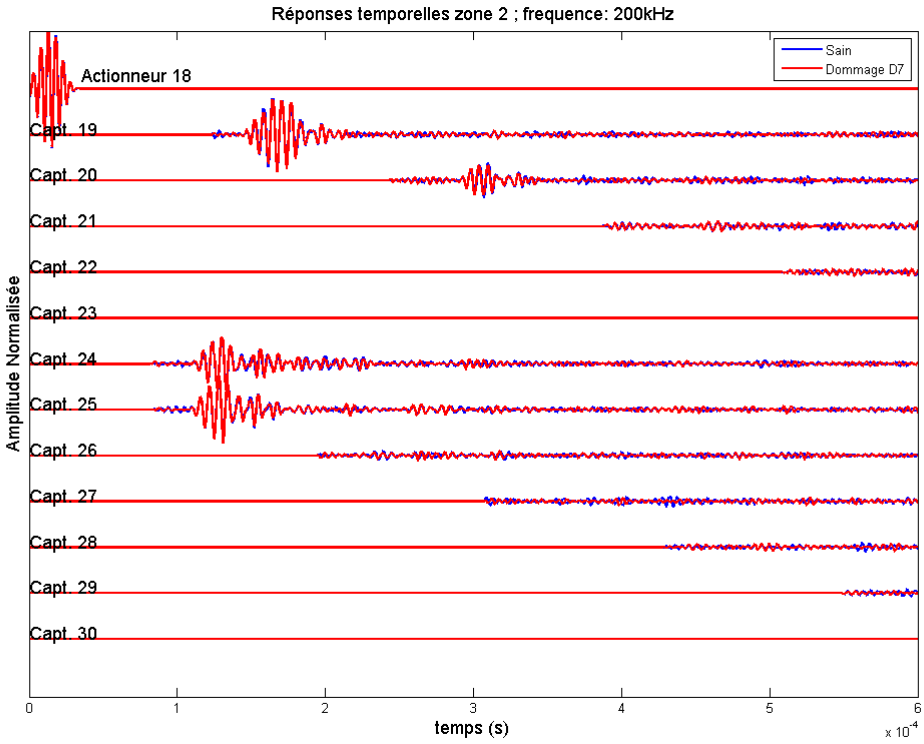


FIGURE 7.19 – Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 200 kHz sur le *fan cowl* aux états sain et endommagé (D7) lorsque le PZT 18 agit comme actionneur. L'amplitude de l'actionneur est en volts (V) tandis que celles des capteurs est en millivolts (mV).

7.3.2 Cas de l'IFS

La stratégie de détection de dommages discutée précédemment et appliqué au *fan cowl* est reprise dans cette section pour la détection de dommages dans l'IFS. Des disques de PZT ont également été collés sur cette structure selon la configuration présentée sur la figure 3.11, afin de réaliser le contrôle de l'état de santé. Les dommages considérés sont des trous de diamètre 6 mm, introduits dans la structure à l'aide d'une perceuse. Pour la détection, les clusters sont formés en considérant des groupes de 4 (plus proches voisins) comme le montre la figure 7.20. 4 trous on été introduits séquentiellement dans la structure, et une acquisition des signaux est faite avant et après chaque introduction de trou. Les 4 trous, référencés T1, T2, T3 et T4 se situent dans les clusters de PZT [1 2 4 5], [9 10 14 15], [14 15 16 17], [22 23 26 27] respectivement comme le montre la figure 7.20.

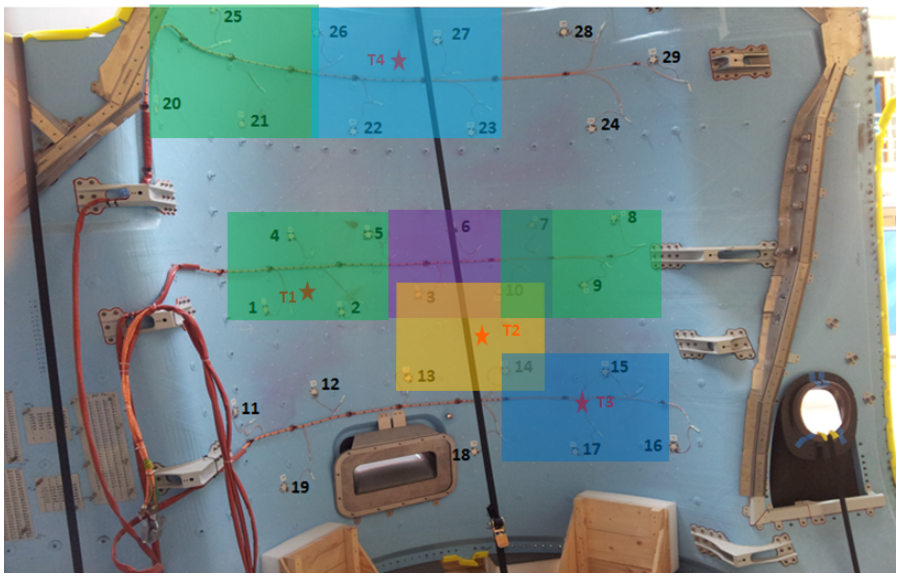


FIGURE 7.20 – Position des PZT et des trous sur l'IFS et regroupement des PZT en clusters.

On considère $N_{rep} = 60$ répétitions lors de l'acquisition des signaux aux états sains et endommagés (pour chacune des configurations de trou considérées séparément), ce qui permet de calculer, pour chaque "chemin" actionneur-capteur, $N_{\Lambda_{\text{act-capt}}} = \frac{N_{rep}(N_{rep}-1)}{2} = 1770$ valeurs de caractéristiques (pour chacun des indicateurs - CC, MA, ERN,...). La figure 7.21 montre les signaux mesurés à la fréquence de 100 kHz entre deux répétitions à l'état sain (sans dommage) par les PZT 2 à 30 lorsque le PZT 1 agit comme actionneur. Les signaux ont été débruités par transformée en ondelette discrète (section 4.5.1).

7.3.2.1 Détection des trous T1 à T4

L'algorithme de détection discuté précédemment est repris dans cette section pour la détection des trous T1 à T4, en utilisant les mêmes caractéristiques que dans le cas du *fan cowl*. Les figures 7.22-7.24 montrent les résultats de détection des trous T1 à T4 pour chacune des caractéristiques et dans les clusters de PZT

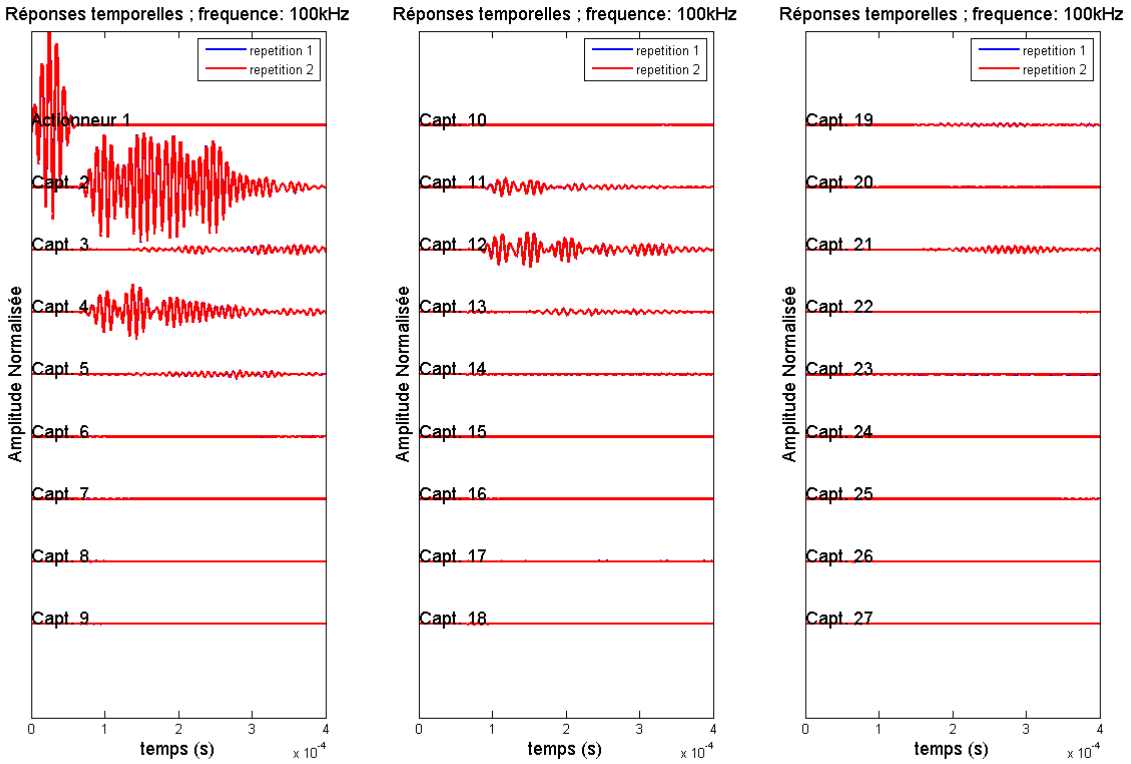
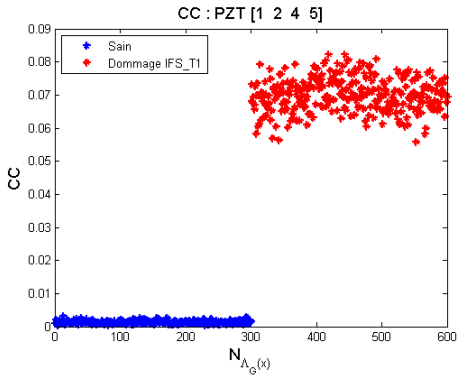
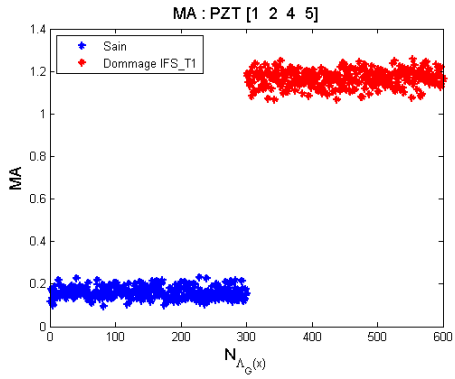


FIGURE 7.21 – Signaux (après débruitage) mesurés à la fréquence de 100 kHz sur l'IFS entre deux répétitions à l'état sain lorsque le PZT 1 agit comme actionneur.

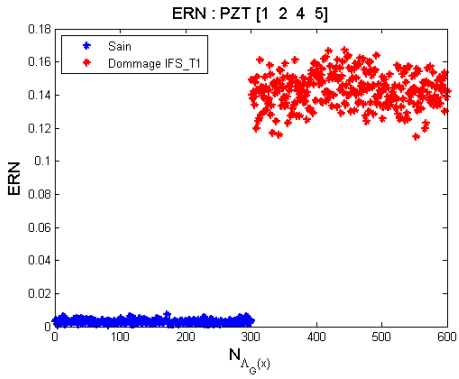
délimitant les différentes zones de dommage. Ces résultats montrent que la démarche de détection de dommage, est efficace pour la détection des dommages de type trous et ce dans une structure aussi complexe que l'IFS. Les caractéristiques utilisées pour la détection conduisent à une nette séparation des données entre les états sain et endommagés ce qui traduit globalement une bonne détection des dommages étudiés.



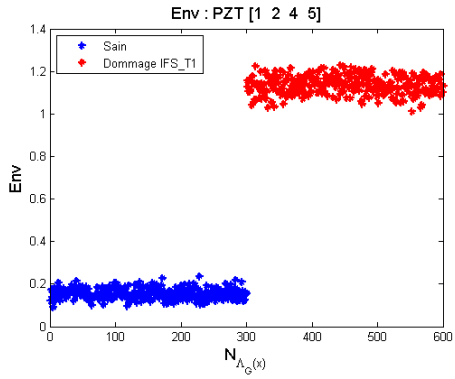
(a) CC



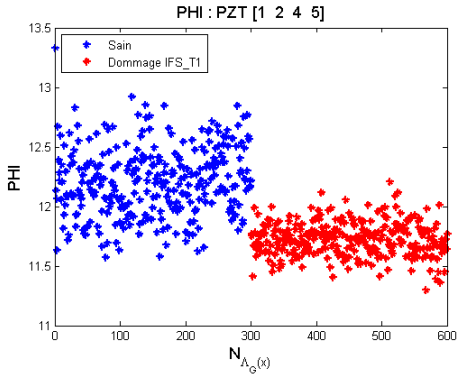
(b) MA



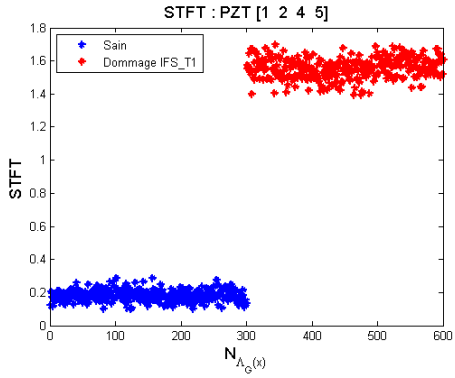
(c) ERN



(d) ENV

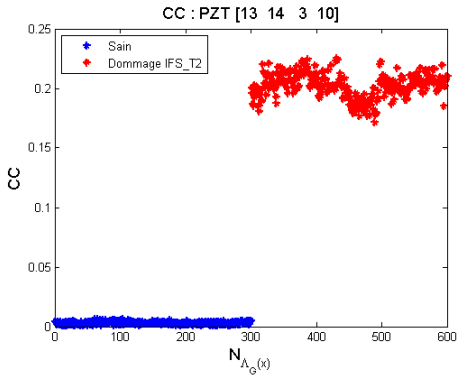


(e) PHI

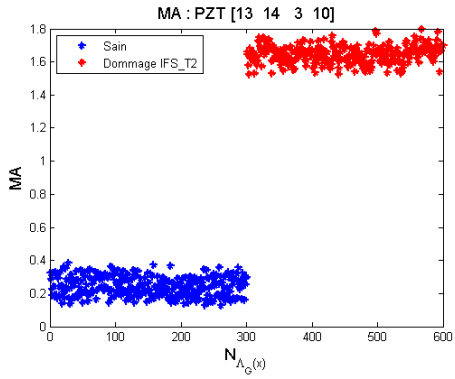


(f) STFT

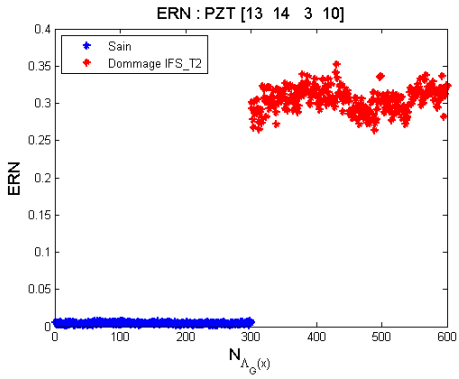
FIGURE 7.22 – Résultats de détection du trou T1 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques.



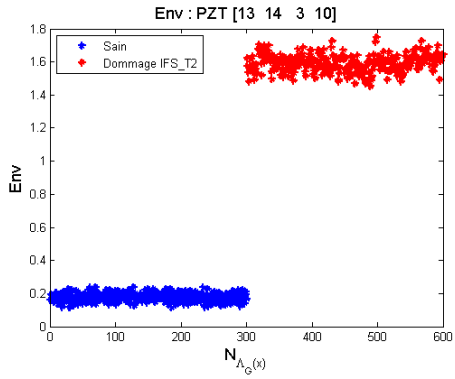
(a) CC



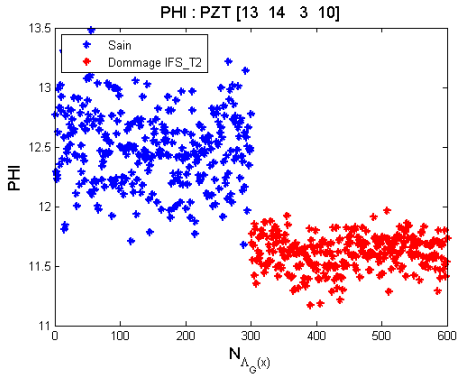
(b) MA



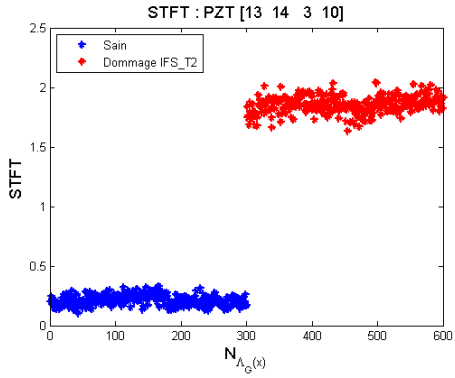
(c) ERN



(d) ENV

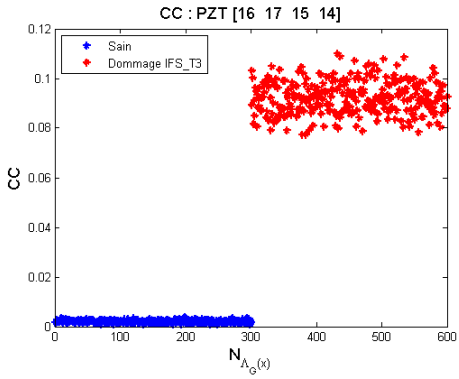


(e) PHI

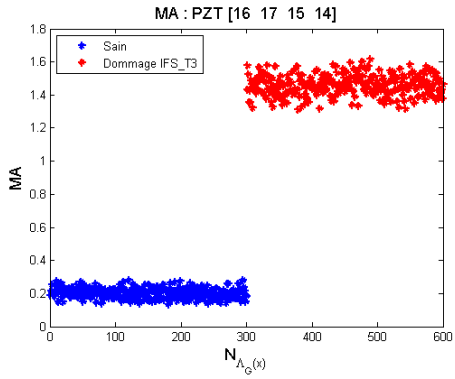


(f) STFT

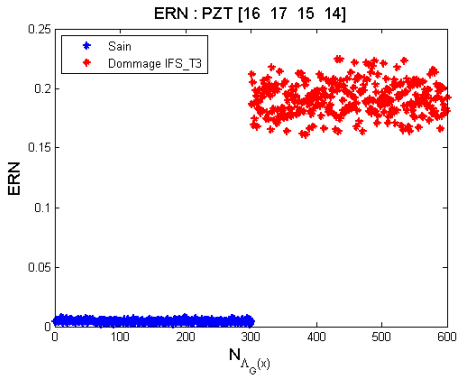
FIGURE 7.23 – Résultats de détection du trou T2 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques.



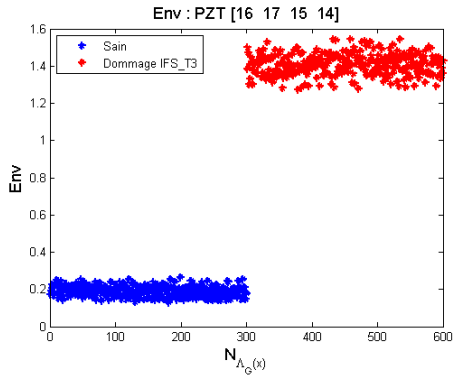
(a) CC



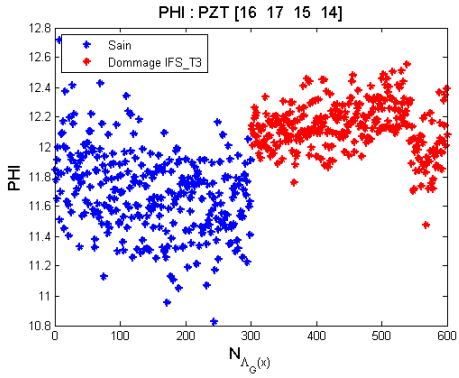
(b) MA



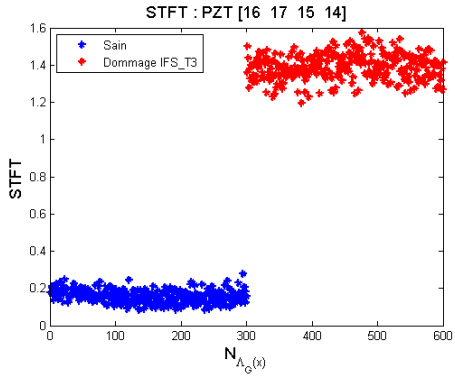
(c) ERN



(d) ENV



(e) PHI



(f) STFT

FIGURE 7.24 – Résultats de détection du trou T3 sur l'IFS pour chacune des caractéristiques.

7.4 Conclusion

Nous avons présenté dans ce chapitre la démarche de détection et de localisation de dommages, déjà discutée dans les chapitres précédents, et son application aux sous-structures de la nacelle d'un Airbus A380. Une stratégie « haut niveau » de détection de dommages a été proposée et validée pour différents « dommages » simulés par des aimants, introduits dans le *fan cowl*. Différentes configurations de cas endommagés ont été étudiées, dans un premier temps des dommages introduits séparément, ensuite des dommages introduits séquentiellement et enfin ceux introduits simultanément. Les résultats de détection et de localisation (déterministe et avec quantification des incertitudes) de ces différents dommages ont montré l'efficacité et l'applicabilité de la méthode. Les stratégies de contrôle par zone (cluster) et de sélection des "chemins" actionneur-capteurs « pertinents » pour la localisation de dommages étudiés ont montré leur efficacité et ont conduit à une nette amélioration des résultats de localisation de ces dommages sur une structure complexe comme le *fan cowl*. Par ailleurs, nous sommes parvenus à des résultats globalement intéressants de détection des dommages introduits de façon séquentielle et simultanée, sur la base de la méthodologie déjà appliquée lors du contrôle santé des structures de géométrie plus simples (plaques composites), décrite dans les chapitres précédents. Pour valider notre approche dans le cas de l'IFS, 4 trous ont été introduits séquentiellement dans cette dernière et la même stratégie de détection de dommage a été appliquée. Ces trous ont été détectés avec succès, en utilisant les caractéristiques que nous avons proposé pour la détection de dommages. Tous ces résultats montrent l'efficacité de la stratégie proposée ainsi que sa validité pour la détection et la localisation de dommages dans des structures composites aussi complexes que le *fan cowl*. Des résultats probants pour la détection des dommages de type trou dans l'IFS ont également été obtenus. Par ailleurs, des études complémentaires sur la sensibilité de la position des PZT ou des dommages à la détection et la localisation doivent être conduites pour valider complètement la démarche de contrôle santé proposée et son application pour des structures complexes et de grandes dimensions. Comme nous l'avons précisé dans l'introduction générale, des essais réels sur la nacelle embarquée sur un A380 sont en cours de réalisation. Ces essais sont destinés à valider divers aspects technologiques et en particulier valider la démarche de mesure des signaux, après chaque vol. Des thermocouples ont également été installés à diverses positions sur le *fan cowl* et l'IFS afin de relever des gradients de températures sur ces pièces. Ceci nous permettra d'une part d'étudier l'influence des gradients de la température sur la transmission des ondes, et d'autre part de tester la robustesse de notre algorithme de compensation de l'effet des variations de température sur la détection et la localisation de dommages dans ces pièces. Le traitement de toutes ces données n'a pas encore été fait au moment du dépôt de cette thèse et par conséquent les résultats ne sont pas intégrés dans ce travail.

Chapitre 8

Conclusion générale et perspectives

8.1 Conclusion générale

Le travail présenté dans ce document visait à développer une stratégie de contrôle et de surveillance de l'état de santé des structures constituant la nacelle (IFS et fan cowl) intervenant dans le système propulsif d'un Airbus A380. Cette stratégie de contrôle santé a pour défi majeur d'être compatible avec les contraintes opérationnelles de la nacelle. La technologie retenue à cette fin est la technologie piézoélectrique et son utilisation pour la génération des ondes de Lamb, largement utilisées pour le contrôle santé des structures de grandes dimensions. Cependant, comme évoqué au début de ce document, certains problèmes liés à cette technologie se sont posés et nous avons tenté d'apporter des éléments de réponse afin de valider la démarche proposée de contrôle santé dans un contexte industriel. Ainsi, nous avons mis en place une première démarche SHM avec comme défi permanent de pouvoir proposer à la fois des méthodes robustes de traitement des mesures et la mise en place effective des éléments piézoélectriques sur des pièces réelles destinées à être embarquées lors d'essais en vol.
Dans un premier temps, la compréhension des mécanismes de propagation des ondes de Lamb dans les structures étudiées a été amorcée grâce à des simulations réalisées à l'aide du logiciel SDTools. Nous avons ensuite développé un banc d'essai approprié afin de réaliser des tests en laboratoire. Des outils ont été développés afin de traiter de façon automatique les signaux mesurés sur les structures étudiées. L'implémentation et la validation des algorithmes développés pour le contrôle santé par ondes de Lamb ont préalablement été réalisées sur des plaques de géométrie simple à l'échelle du laboratoire. Ensuite la démarche a été appliquée au fan cowl et à l'IFS. La robustesse (y compris aux variations de température) des différents algorithmes développés a été testée et validée pour la détection et la localisation des dommages dans de nombreuses configurations en laboratoire et sur pièces réelles par la suite.
Les principaux algorithmes développés visaient à détecter et à localiser différents types de dommages dans les structures considérées.
Un algorithme de détection qui repose sur la théorie des tests d'hypothèses statistiques a été développé. La prise de décision sur la présence ou non du dommage dans la structure est formulée sur la base du test de Neyman-Pearson afin de maximiser la probabilité de détection du dommage tout en minimisant la probabilité de fausse

alarme. Un ensemble de six caractéristiques sensibles à la présence de dommages a été proposé pour la détection de ces derniers. Une ACP a été ensuite réalisée afin d'étudier la corrélation entre ces caractéristiques pour minimiser la redondance d'informations dans la prise de décision sur la présence des dommages. Ces approches ont été appliquées pour la détection de divers types de dommages dans les plaques fonctionnelles, l'IFS et le fan cowl.
Nous avons observé des résultats obtenus que les dommages "réels" étaient plus détectable (plus grande probabilité de détection à probabilité de fausse alarme fixée) que les dommages simulés par des aimants. L'ACP nous a permis de faire une hiérarchisation des caractéristiques utilisées pour la détection et nous avons observé que pour les plaques monolithiques, les relations de dépendances entre ces caractéristiques étaient avérées. En revanche un résultat similaire n'a pas été observé de façon stricte pour les plaques sandwichs, où l'observation était beaucoup plus mitigée. Cette tendance peut être liée à la complexité des mécanismes de propagation des ondes dans ce type de structure avec ou sans dommage.
Les algorithmes de localisation de dommages mis en place sont basés sur l'extraction des temps de vol de l'onde diffractée par le dommage pour construire une zone possible de présence du dommage. Une approche de quantification des incertitudes sur la localisation par inférence Bayésienne a été développée en complément de la démarche déterministe. La robustesse de cette démarche aux variations de température a également été validée, dans un contexte où le champ de température est uniforme sur toute la structure. La démarche de localisation de dommages a été testée sur les plaques monolithiques ainsi que sur le fan cowl avec succès.
Pour les plaques sandwich, nous sommes parvenus à de résultats de localisation qualitativement acceptables pour certains des dommages étudiés. En revanche les autres dommages étaient mal localisés en utilisant l'approche développée. Ceci peut être dû soit aux limites de notre algorithme de localisation ou alors à la complexité du point de vue physique de ce type de structure, notamment en terme de transmission d'onde.

Dans ce travail de thèse nous avons proposé des approches nouvelles pour la détection, la localisation et la prise en compte des conditions opérationnelles et environnementales dans la démarche de localisation. Les contributions principales de ce travail pour la détection des dommages concernent la hiérarchisation des caractéristiques utilisées pour la prise de décision sur la présence du dommage d'une part et le choix optimal de la distribution statistique de ces caractéristiques. ce choix a été réalisé à l'aide d'un test d'hypothèses de Kolmogorov-Smirnov, conduit sur les données.
Concernant la localisation des dommages, nous sommes partis des travaux de Yan (2013) pour généraliser la démarche de quantification des incertitudes sur la localisation basée sur les deux modèles de localisation présentés plus haut (ToA,TDoA). L'anisotropie réelle des structures étudiées a été prise en compte, contrairement à Yan (2013), ce qui nous a permis d'estimer dans un cadre probabiliste un profil adéquat pour la vitesse de groupe, conjointement à la position du dommage.
Enfin, pour la prise en compte des effets de la température dans la démarche de localisation, nous avons proposé un algorithme de compensation de l'amplitude et

de la phase instantanées des signaux, simultanément. Ceci est réalisé en construisant un modèle de compensation Bayésien, qui est obtenu après un apprentissage de ces grandeurs (conjointement) avec la température.

8.2 Perspectives

Dans ce travail nous avons apporté des éléments de solution aux différents problèmes évoqués au début de ce documents et la démarche de contrôle santé proposée a été testée et validée en laboratoire et sur les sous-structures de la nacelle, pour différentes configurations de dommages. Cependant des études supplémentaires méritent d'être conduites afin permettre une meilleure compréhension de certains phénomènes ainsi que d'améliorer la qualité des résultats obtenus.
Des études numériques et expérimentales doivent être menées pour mieux comprendre et maitriser la propagation des ondes dans les plaques sandwich en présence ou non de dommages. Ceci permettrait de mieux comprendre les différents résultats obtenus pour cette structure à la fois pour la détection, la localisation et l'influence de la température sur les signaux. De plus, si l'on veut être en mesure de pouvoir non seulement distinguer le dommage mais aussi sa nature et sa taille, ces études devront être étendues aussi aux plaques monolithiques. Par ailleurs, les techniques de traitement de signal que nous avons présentées dans ce manuscrit étaient destinées pour l'analyse des signaux pour la détection et la localisation des dommages pour un système SHM actif (*pitch-catch*). Un état de l'art plus exhaustif serait intéressant, et ceci de manière à répondre à la problématique visée (émission acoustique, classification de dommages, imagerie du dommage, fiabilité, etc...). L'étude de l'efficacité algorithme pour toutes ces problématiques pour des applications en laboratoire ou embarqué peut également présenter un intérêt.

La prise en compte de la température dans la démarche de localisation de dommages a été réalisée avec succès, dans l'hypothèse où le champ de température dans le structure est uniforme. Cette hypothèse peut devenir très forte dans le cas où l'on a des gradients de température très importants dans la structure. Le champ de température serait donc non uniforme et dans ce cas l'approche proposée doit être réadaptée pour améliorer la précision et la robustesse dans la localisation.
Les éléments piézoélectriques ont été disposés sur le fan cowl et l'IFS de façon raisonnée, non nécessairement optimale. Ceci faute d'une connaissance suffisante a priori de tous les paramètres ayant une incidence sur les aspects liés à l'exploitation des mesures au moment où il a fallu effectuer le choix de l'emplacement. La question du placement optimal de ces éléments piézoélectriques sur la structure est sans doute une question très importante qui mérite réflexion. L'enjeu est éventuellement de réduire le nombre d'éléments piézoélectriques ou alors de les disposer sur la structure de manière à augmenter la probabilité de détection du dommage (Coelho et al., 2011; Fendzi et al., 2014; Flynn and Todd, 2009).
Enfin les essais en vol ont été légèrement différés, de sorte que le premier retour d'expérience sur avion, avant et après une série de vol n'a pas pu être réalisé avant le dépôt de ce manuscrit. Cependant, des dispositifs de mesure (éléments piézoélectriques, ...) ont été mis en place par AIRCELLE selon nos préconisations et les pièces

correspondantes (fan cowl et IFS) ont été implantées dans l'AIRBUS A380 destiné aux essais en vol. La première série de ces essais sur avion au sol a tout de même été réalisée, mais faute de temps le traitement des données a été fait simultanément avec le de dépôt de ce travail. Naturellement, une des perspectives principales est l'analyse détaillée de ces premières mesures, puis vol après vol, l'examen des diverses évolutions de ces mesures sera réalisée à l'aide de la démarche de contrôle santé proposée. La robustesse de cette démarche devra alors être testée sur des signaux mesurés avant et après une série de vols. La performance des différents algorithmes doit également être étudiée dans les perspectives de déploiement d'une architecture de traitement temps-réel des données mesurées sur structures réelles.

Annexe A

Choix des éléments piézoélectriques et de la colle

A.1 Choix des éléments piézoélectriques

Deux familles d'éléments piézoélectriques ont été testés (voir Figure A.1). Les PZTs (fournis par la société Noliac) sont des disques de différents diamètres tandis que les MFCs (fournis par Smart Materials) sont de forme rectangulaire. Les tailles et les propriétés électromécaniques de ces deux types d'éléments piézoélectriques sont décrites ci-dessous :

(a) (b)

FIGURE A.1 – PZT NCE51 de Noliac de diamètre 25 mm (a), MFC (b)

◇ **PZT (NCE51 de Noliac)**

◇ Propriétés électromécaniques

TABLE A.1 – Propriétés électromécaniques des PZTs (NCE51 de Noliac)

E_{11} (GPa)	E_{33} GPa	a (1/K)	ν	d_{31} (pC/N)	d_{33} (pC/N)	$\S_{11}^E$ 10^{-12}	$\S_{33}^E$ 10^{-12}
62.50	52.63	2×10^{-6}	0.38	-195.00	460.00	16.00	19.00

◇ Tension nominale : -120 V à 120 V
◇ Courant maximum : 60 mA
◇ Taille et poids :

◇ **MFC (Smart Materials)**

Table A.2 – Taille et poids des PZTs (NCE51 de Noliac)

diamètre (mm)	épaisseur (mm)	ρ (kg/m^3)	masse (g)
25	0.5	7600	1.865

◇ Propriétés électromécaniques

Table A.3 – Propriétés électromécaniques des MFCs (Smart Materials)

E_{11} (GPa)	G_{12} GPa	ν_{12}	ν_{12}	d_{31} (pC/N)	d_{33} (pC/N)
30.4	5.52	0.31	0.16	-170.00	400.00

◇ Tension nominale : -500 V à 1500 V
◇ Courant maximum : 50 mA
◇ Élongation à la tension maximale : 2000 ppm
◇ Taille et poids :

Table A.4 – Taille et poids des MFC (Smart Materials)

Longueur (mm)	Largeur (mm)	épaisseur (mm)	ρ (kg/m^3)	masse (g)
28	14	0.18	5440	0.384

A.2 Choix de la colle

A ces deux familles d'éléments piézoélectriques ont été associées trois types de colles qui ont également été testées :

◇ **302- 3M EPO-TEK**

◇ Type : époxy bi-composant
◇ Température d'utilisation : de - 55°C à 175°C
◇ Résistance au cisaillement : $\simeq$ 14 MPa
◇ Polymérisation : 24 h à température ambiante et sous pression.

◇ **Redux 322**

◇ Type : Film adhésif époxy modifié
◇ Température d'utilisation : de - 55°C à 175°C
◇ Résistance au cisaillement : $\simeq$ 22 MPa
◇ Polymérisation : Cuisson 60 minutes à 175°C et sous pression (140-700 kPa).

◇ **EA 9674 Structil**

- ◇ Type : Film adhésif époxy/bismaleimide
- ◇ Température d'utilisation : de - 55°C à 210°C
- ◇ Résistance au cisaillement : $\simeq$ 31 MPa
- ◇ Polymérisation : Cuisson 60 minutes à 180°C et sous pression (1.5 à 700 bars) et 6 heures à 230°C sans pression.

Le collage est réalisé sous vide à l'aide d'une pompe à vide et d'une poche hermétique de façon à avoir une pression uniforme (approximativement 1 bar) appliquée sur l'élément piézoélectrique.

Annexe B

Appendice test d'hypothèses pour la détection de dommages

B.1 Entropie de Shannon pour le choix de l'ondelette et du niveau de déomposition optimaux pour le débruitage des signaux

Le choix de l'ondelette optimale pour la décomposition du signal est une étape importante dans l'analyse en ondelette pour le débruitage des signaux. Un choix optimal garantit une décomposition précise du signal original dans différentes bandes de fréquences. L'entropie de Shannon, une mesure du trouble ou de l'aléa dans un système fermé, est une excellente indication de la concentration de l'énergie ou de l'incertitude. L'entropie de Shannon compare le niveau de bruit dans le signal, après décomposition multirésoltion pour chacune des ondelettes dans un dictionnaire d'ondelettes D_M, M est le nombre maximum d'ondelettes dans le dictionnaire. Il a été montré que l'entropie augmente avec le niveau de bruit dans le signal original (Taha et al., 2006). Par conséquent, le choix de l'ondelette optimale et du niveau de décomposition optimal revient à choisir l'ondelette qui conduit à la plus petite entropie, et le niveau de décomposition correspondant. La fonction coût de ce problème d'optimisation est donnée par :

$$E(A_{n,m}) = \sum_{i=1}^{m} A_{n,i}^2 \log(A_{n,i}^2) \tag{B.1}$$

où E représente l'entropie de Shannon et $A_{n,i}$ le coefficient d'approximation au niveau n et m est le nombre d'échantillons du signal. A noter que $A_{n,i}$ est normalisé par rapport $\sum_{i=1}^{m} A_{n,i}^2$. log désigne le logarithme naturel.

Un dictionnaire d'ondelette peut contenir les ondelettes suivantes : Haar, Daubechies, Morlet, Gaussian, etc. L'ondelette retenue pour le débruitage est celle qui conduit à la plus petite valeur de $E(A_{n,m})$

B.2 Estimation non paramétrique par noyaux

L'estimation de densité non paramétrique par noyaux est une méthode non paramétrique de la densité de probabilité d'une variable aléatoire. Cette méthode généralise astucieusement la méthode d'estimation par un histogramme. En effet, l'estimateur de densité fournit par un histogramme ne peut pas être adapté à la situation assez courant où nous disposons d'une information à priori sur la régularité de la densité à estimer (différentiabilité, continuité, etc...).
Supposons que nous observons n variables aléatoires indépendantes et identiquement distribués $X_1, \cdots, X_n$ de densité de probabilité une fonction inconnue f de $\mathbb{R}$ dans $[0, +\infty[$. L'objectif est la construction d'un estimateur de f , c'est-à-dire une fonction $\hat{f}_n(x) = fn(x, X_1, \cdots, X_n)$ mesurable. L'estimation non paramétrique de f est :

$$\hat{f}_n(x) = \frac{1}{nh_n} \sum_{i=1}^{n} K\left(\frac{X_i - x}{h_n}\right) \tag{B.2}$$

K est appelé noyau ($\int K(u)du = 1$) et $h_n > 0$ est la fenêtre qui contrôle le degré de lissage de l'estimation. Quelques exemples de noyaux les plus communément utilisés sont

- ◇ $K(u) = \frac{1}{2}\mathbb{1}_{[-1,1]}(u)$ noyau rectangulaire
- ◇ $K(u) = \frac{3}{4}(1 - u^2)\mathbb{1}_{[-1,1]}(u)$ noyau d'Epanechnikov
- ◇ $K(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-u^2/2}$ noyau gaussien

Un facteur important dans l'estimation par noyaux est le choix du paramètre de lissage h_n. Lorsque h_n est petit, l'estimateur peut être très volatile et on parle de sous-lissage. Par contre lorsque h_n est très grand, l'estimateur est est très peu dépendant de la taille des données et on parle de sur-lissage.

Une façon assez répandue d'obtenir une valeur optimale de h_n est de supposer que l'échantillon est distribué selon une loi paramétrique donnée, par exemple selon la loi Normale $\mathcal{N}(\mu, \sigma^2)$. Alors, on peut prendre comme valeur de h_n : $h_n = 1.06\widehat{\sigma}n^{-1/5}$ Malheureusement, l'estimation gaussienne n'est pas toujours efficace, par exemple lorsque n est petit. Il existe alors des techniques plus sophistiques pour surmonter cette difficulté, par exemple un choix optimal de h_n par validation croisée. La figure B.1 illustre le concept de l'estimation non paramétrique par noyaux, dans le cas de noyaux gaussiens.

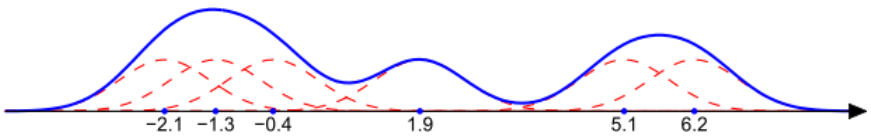


FIGURE B.1 – Illustration de l'estimation non paramétrique par noyaux gaussiens. (Les courbes en cloche (rouge) sont les noyaux gaussien, tandis que la courbe en bleue représente la densité estimée, qui est proportionnelle à la somme de toutes les courbes en rouge

B.3 Test de Kolmogorov-Smirnov pour le choix de la densité de probabilité

Le test de Kolmogorov-Smirnov (K-S) est un test d'hypothèse utilisé pour décider si un échantillon appartient à une population suivant une distribution de probabilité donnée, ou de manière simple si deux échantillons suivent la même loi. Ce test compare la fonction de répartition empirique de l'échantillon $F_n(x)$ avec la fonction de répartition que l'on souhaite tester $F(x)$. La statistique K-S se formule comme suit :

$$D_n = \sup_x |F_n(x) - F(x)| \tag{B.3}$$

où *sup* désigne la borne supérieure de l'ensemble des distances données par l'équation (B.3). Si l'échantillon provient de la distribution que l'on teste, alors D_n converge vers 0 lorsque n tend vers l'infini. La figure B.2 montre une illustration de la distance D_n entre $F_n(x)$ et $F(x)$.

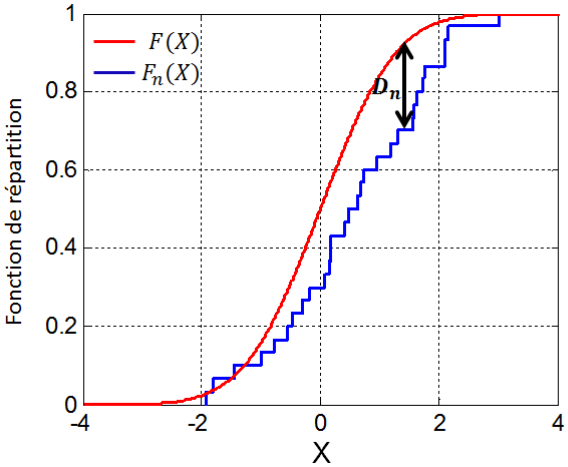


FIGURE B.2 – Illustration de la statistique K-S. La courbe en rouge est la fonction de répartition empirique et la courbe en bleue est la fonction de répartition des échantillons

Le test K-S est souvent définit en terme de valeur critique $D_{n,\alpha}$ pour D_n. Dans ce cas l'hypothèse à tester est $P(D_n \leq D_{n,\alpha}) = 1 - \alpha$, où α est un paramètre. Par exemple pour $n = 1000$, si $D_{1000,\alpha} = 1.36$, alors $\alpha = 0.05$.

Annexe C

Algorithmes pour l'estimation paramétrique

C.1 Algorithme de Metropolis Hastings et échantillonnage de Gibbs

C.1.1 Échantillonnage de Gibbs

L'échantillonnage de Gibbs est l'une des méthodes MCMC les plus populaires utilisés pour échantillonner des distributions multivariées. Pour échantillonner à partir des distributions a posteriori d'un vecteur de paramètres inconnus $\boldsymbol{\theta}$, nous avons employé la technique développée dans Nichols et al. (2010).
Désignons par $f(\boldsymbol{\theta})$ la distribution à posteriori à partir de laquelle nous souhaitons générer des échantillons, où $\boldsymbol{\theta}$ est un vecteur de dimension p, $(\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_p)^T$. la fonction f peut ne pas être connue avec exactitude, mais nous connaissons une fonction $g(\boldsymbol{\theta})$, telle que $f(\boldsymbol{\theta}) = g(\boldsymbol{\theta}) / \int g(\boldsymbol{\theta}) d\boldsymbol{\theta}$. Soit $\boldsymbol{\theta}_{(i)}$ l'ensemble des paramètres du vecteur $\boldsymbol{\theta}$, ne contenant pas le *ième* paramètre ; c'est à dire $\boldsymbol{\theta}_{(i)} = \{\theta_1, \cdots, \theta_{(i-1)}, \theta_{(i+1)}, \cdots, \theta_p\}$.
On suppose qu'on est en mesure de générer des échantillons à partir des distributions conditionnelles unidimensionnelles $f(\theta_i|\boldsymbol{\theta}_{(i)})$, dérivées de la normalisation de $g(\theta_i|\boldsymbol{\theta}_{(i)})$; la fonction g dépendant uniquement de θ_i, les autres paramètres étant fixés. L'échantillonnage de Gibbs tire des échantillons de ces distributions de façon cyclique comme suit :

- ◇ choisir une valeur initiale arbitraire pour $\boldsymbol{\theta}$, $\boldsymbol{\theta}^\circ = (\theta_1^\circ, \theta_2^\circ, \cdots, \theta_p^\circ)^T$
- ◇ à l'itération $t+1$, générer un échantillon θ_1^{t+1} à partir de $f(\theta_1|\theta_2^t, \cdots, \theta_p^t)$;
- ◇ générer l'échantillon θ_2^{t+1} à partir de $f(\theta_2|\theta_1^{t+1}, \theta_3^t, \cdots, \theta_p^t)$;
- ◇ réaliser l'étape précédente pour toutes les variables intermédiaires et finalement tirer l'échantillon θ_p^{t+1} à partir de $f(\theta_p|\theta_1^{t+1}, \cdots, \theta_{p-1}^t)$;

Après un grand nombre d'itérations, le vecteur de paramètres $\boldsymbol{\theta}^t$ a une distribution qui tend vers la distribution jointe $f(\boldsymbol{\theta})$ à cause de propriété des chaines de Markov (Bernardo and Smith, 1994).
Ainsi, pour mettre en œuvre un échantillonnage de Gibbs, nous avons seulement besoin d'être en mesure d'échantillonner à partir des distributions conditionnelles complètes $f(\theta_j^{(i)}|\boldsymbol{\theta}_{(j)}^{(i-1)})$. La facilité ou la difficulté de cette opération dépend de la forme (complexité) de la fonction g. En inférence Bayésienne la fonction g est

proportionnelle au produit de la fonction de vraisemblance des données et de la distribution a priori du vecteur des paramètres, qui en général a une expression complexe. Lorsque la fonction g est identifiable comme appartenant à une famille de fonction paramétrique, on parle de loi conditionnelle conjuguée (Bernardo and Smith, 1994).

Dans le cas particulier de fonction de vraisemblance Gaussienne (décrite par exemple par l'équation (5.19)), et de loi *a priori* indépendantes ($p_\pi(\tau)$ ($\tau = 1/\sigma_\epsilon^2$) et $p_\pi(\boldsymbol{\theta})$), la distribution à postériori est :

$$p(\boldsymbol{\theta}, \tau|\boldsymbol{D}) \propto \tau^{N_m/2} \exp\left[-\frac{\tau}{2}Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})\right] p_\pi(\tau)p_\pi(\boldsymbol{\theta}) \tag{C.1}$$

où $N_m = N_p$ pour l'algorithme ToA et $N_m = N_t$ pour l'algorithme TDoA. Il s'en suit alors que la distribution conditionnelle complète de τ est :

$$p(\tau|\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{D}) \propto \tau^{N_m/2} \exp\left[-\frac{\tau}{2}Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})\right] p_\pi(\tau) \tag{C.2}$$

De plus, on sait que,

$$\tau^{N_m/2} \exp\left[-\frac{\tau}{2}Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})\right] \qquad \text{pour} \qquad \tau > 0$$

est une distribution Gamma, indexée par les paramètres $N_m/2$ et $Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})/2$. Ainsi si τ a une loi Gamma a priori indexée par les paramètres γ et λ, la distribution conditionnelle complète de τ a aussi une loi Gamma de paramètres $\gamma' = \gamma + N_m/2$ and $\lambda' = \lambda + Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta})/2$. Dans notre étude nous avons fixé $\gamma = 1$, $\lambda = 0$ (*"diffuse" gamma prior)* pour le paramètre τ. Par conséquent, la variance du bruit σ_ϵ^2, peut être directement échantillonnée à partir d'une distribution inverse Gamma à chaque itération de la procédure MCMC.

C.1.2 Algorithme de Metropolis-Hastings

Algorithme de Metropolis-Hastings est une technique largement utilisée pour l'échantillonnage des distributions pour lesquelles les densités conditionnelles ne peuvent être calculées (Bernardo and Smith, 1994). Cette technique repose sur une distribution ("proposée") à partir de laquelle l'échantillonnage est facilement réalisable et accepte ou rejette l'échantillon généré avec une probabilité qui dépend de la distribution "proposée" et de la fonction de densité à partir de laquelle on souhaite échantillonner. Dans le cadre de notre étude, nous avons appliqué conjointement l'échantillonnage de Gibbs et l'algorithme de Metropolis-Hastings comme une alternative pour l'échantillonnage de la distribution conditionnelle complète (distribution a posteriori).

Si l'on veut tirer des échantillons suivant une distribution spécifique $f(\theta)$ (dans notre cas, $f(\theta)$ est $p(\theta_k|\boldsymbol{D})$ dans l'équation (5.22)). L'algorithme de Metropolis-Hastings génère une séquence $\{\theta^{(i)}\}$ par une procédure en deux étapes : à l'étape i un candidat θ^* est tiré basé sur la valeur du candidat de départ $\theta^{(i-1)}$; il est tiré selon la fonction de distribution $g(x|\theta^{(i-1)})$. Ensuite, un test de Bernoulli est réalisé avec probabilité de succès :

$$r' = \min\{\frac{f(\theta^*)g(\theta^{(i-1)}|\theta^*)}{f(\theta^{(i-1)})g(\theta^*|\theta^{(i-1)})}, 1\} \tag{C.3}$$

On accepte θ^* avec la probabilité r', et on assigne $\theta^{(i)} = \theta^*$; sinon, $\theta^{(i)} = \theta^{(i-1)}$.

L'algorithme MCMC mis en œuvre pour estimer les distributions a posteriori des paramètres (équation (5.22)) est décrit comme suit :

Algorithme

- ◇ Fixer le nombre total d'itérations N_{iter} et le nombre d'échantillons associés au "burn-in" N_B
- ◇ Choisir les candidats de départ $\theta_k^{(0)}$, $k = 1, ..., p$
- ◇ Choisir les paramètres d'ajustement de départ A_k, $k = 1, ..., p$
- ◇ Échantillonner la variance initiale du bruit à partir d'une distribution inverse gamma (IG) : $\sigma_\epsilon^2(0) = IG(N_m/2 + 1, Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}^{(0)})/2)$

Itérations : $i \leftarrow i + 1$:

Pour chaque paramètre θ_k, $\quad k = 1 : p$

- ◇ Générer un candidat $\theta_k^* = \theta_k^{(i-1)} + 2A_k \times \mathcal{U}(-1, 1)$, où $\mathcal{U}(-1, 1)$ est uniformément distribué sur [-1,1].
- ◇ calculer :

$$r' = \exp\left[-(0.5/\sigma_\epsilon^2(i-1)) \times (Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}^*) - Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}^{(i-1)}))\right] \times p_{\pi_k}(\boldsymbol{\theta}^*)/p_{\pi_k}(\boldsymbol{\theta}^{(i-1)})$$

où : $\boldsymbol{\theta}^* = [\theta_1^{(i)}, ..., \theta_{(k-1)}^{(i)}, \theta_k^*, \theta_{(k+1)}^{(i-1)}, ..., \theta_p^{(i-1)}]$

et : $\boldsymbol{\theta}^{(i-1)} = [\theta_1^{(i)}, ..., \theta_{(k-1)}^{(i)}, \theta_k^{(i-1)}, \theta_{(k+1)}^{(i-1)}, ..., \theta_p^{(i-1)}]$

  - ◇ si $\mathcal{U}(0, 1) < r'$, garder la nouvelle valeur $\theta_k^{(i)} = \theta_k^*$ et ajuster le paramètre de réglage $A_k = A_k \times 1.01$
  - ◇ sinon rejeter la nouvelle valeur et garder $\theta_k^{(i)} = \theta_k^{(i-1)}$ et ajuster le paramètre de réglage $A_k = A_k/1.007$
- ◇ échantillonner directement la variance du bruit à partir de sa distribution a posteriori $\sigma_\epsilon^2(i) = IG(N_m/2 + 1, Q(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{\theta}^{(i)})/2)$, et faire $i = i + 1$
- ◇ après $i > N_B$ cesser d'ajuster le paramètre de réglage A_k.
- ◇ répéter la procédure jusqu'à ce que $i = N_{iter}$

Après avoir supprimé les N_B valeurs correspondant au 'burn-in, la chaine de Markov résultante pour le paramètre θ_k a une distribution stationnaire qui tend vers la distribution cible $p(\theta_k|\boldsymbol{D})$.

C.2 Erreur quadratique moyenne : résultats numériques

TABLE C.1 – résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme ToA, cas anisotrope)

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordinates	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Estimation (mm)	90.6	144.9	142.6	140.5	144.3	201.9	214.6	152.1	248.8	104.0
σ (mm)	7.8	6.9	4.8	3.5	7.6	7.4	7.8	7.8	6.7	8.9
Exact Pos. (mm)	100	150	150	150	150	200	200	150	250	100
RMSE	12.2	8.6	8.8	10.1	9.5	7.6	16.6	8.1	6.8	9.8
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
Estimation (m/s)	5442.0	5134.9	5392.6	4678.2	5394.6	4595.8	5104.5	4398.7	5296.2	4694.1
σ (m/s)	189.7	322.8	152.2	163.9	260.9	255.9	227.5	316.7	213.5	313.3
Exact Value(m/s)	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3
RMSE	195.3	493.7	152.2	183.7	260.9	304.7	369.4	481.4	235.5	320.4

TABLE C.2 – résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme ToA, cas isotrope)

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordinates	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Estimation (mm)	82.1	138.5	142.7	135.8	139.8	225.9	226.3	158.0	246.7	98.9
σ (mm)	8.8	9.9	5.4	4.9	15.1	21.8	9.2	16.9	10.5	22.4
Exact Pos. (mm)	100	150	150	150	150	200	200	150	250	100
RMSE	20.0	15.1	9.1	15.0	18.3	33.9	27.9	18.7	11.0	22.4
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
Estimation (m/s)	5528.6	5528.6	5125.5	5125.5	5392.5	5392.5	4874.8	4874.8	5154.4	5154.4
σ (m/s)	187.7	187.7	82.0	82.0	440.9	440.9	158.9	158.9	203.9	203.9
Exact Value(m/s)	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3
RMSE	230.1	789.9	282.2	373.3	440.9	769.9	544.4	195.3	315.7	442.8

TABLE C.3 – résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme TDoA, cas anisotrope)

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordinates	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Estimation (mm)	144.4	159.9	151.4	142.6	140.9	195.7	206.6	142.4	253.7	111.4
σ (mm)	1.3	1.7	3.4	1.7	8.5	7.3	2.7	2.6	4.7	7.0
Exact Pos. (mm)	100	150	150	150	150	200	200	150	250	100
RMSE	44.4	10.1	3.7	7.5	12.4	8.5	7.1	8.0	6.0	13.4
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
Estimation (m/s)	4389.1	4934.8	5204.0	4840.1	5760.4	4863.9	5405.6	5095.9	5451.3	5120.9
σ (m/s)	44.9	407.6	160.0	496.6	402.1	470.4	327.11	213.9	306.9	500.6
Exact Value(m/s)	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3
RMSE	1007.4	442.9	249.5	502.8	543.0	481.5	327.3	368.1	312.0	616.4

Table C.4 – résultats numériques : position estimée et RMSE pour chaque position de dommage (algorithme TDoA, cas isotrope)

	D_1		D_2		D_3		D_4		D_5	
Coordinates	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d	x_d	y_d
Estimation (mm)	142.0	157.5	152.6	142.1	110.2	225.7	207.2	141.5	254.1	112.9
σ (mm)	0.3	0.1	3.7	2.1	33.5	32.2	3.2	3.0	5.5	8.2
Exact Pos. (mm)	100	150	150	150	150	200	200	150	250	100
RMSE	42.0	7.5	4.6	8.1	52.0	41.3	7.9	9.0	6.9	15.3
Vg Param.	a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
Estimation (m/s)	4318.0	4318.0	5287.0	5287.0	6007.5	6007.5	5173.5	5173.5	5513.5	5513.5
σ (m/s)	13.2	13.2	155.2	155.2	565.2	565.2	219.7	219.7	324.1	304.15
Exact Value(m/s)	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3	5395.5	4761.3
RMSE	1077.6	443.4	189.4	548.1	833.1	1368.4	312.3	467.1	344.9	324.1

Annexe D

Propriétés mécaniques de la plaque époxy monolithique à différentes températures

D.1 Propriétés mécaniques à température élevée (fabricant)

Prop. Meca / Température (°C)	E_{33} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	E_{glue} (GPa)	permittivité relative ϵ_r)
23 °C	8.1	4.8	4.8	4.8	5.91	1930.9
120 °C	6.7	1.9	4.0	4.0	3.0	2639

Bibliographie

Abdi, H. (2007), 'Signal detection theory (sdt)', *Encyclopedia of measurement and statistics* pp. 886–889.

Adams, D. (2007), *Health monitoring of structural materials and components : methods with applications*, John Wiley & Sons.

Agostini, V., Baboux, J.-C., Delsanto, P. P., Monnier, T. and Olivero, D. (1999), Application of lamb waves for the characterization of composite plates, *in* 'The ninth international symposium on nondestructive characterization of materials', Vol. 497, AIP Publishing, pp. 455–460.

Agostini, V., Delsanto, P. P., Genesio, I. and Olivero, D. (2003), 'Simulation of lamb wave propagation for the characterization of complex structures', *Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, IEEE Transactions on* **50**(4), 441–448.

Ajay, R. and Carlos, C. (2007), 'Review of guided-wave structural health monitoring.', *The Shock and vibration digest* **39**(2), 91–114.

Alterman, Z. and Karal, F. (1968), 'Propagation of elastic waves in layered media by finite difference methods', *Bulletin of the Seismological Society of America* **58**(1), 367–398.

Andrews, Jennifer, P., Palazotto, A. N., DeSimio, M. P. and Olson, S. E. (2008), 'Lamb wave propagation in varying isothermal environments.', **7**(3), 265–270.

Balaa, E., Le Duff, A., Plantier, G. and El Guerjouma, R. (2009), Interférométrie par onde de coda : effet de la température sur la propagation d'ondes acoustiques dans une plaque d'aluminium, *in* 'XXIIe colloque GRETSI (traitement du signal et des images), Dijon (FRA), 8-11 septembre 2009', GRETSI, Groupe d'Etudes du Traitement du Signal et des Images.

Balageas, D., Fritzen, C.-P. and Güemes, A. (2006), *Structural health monitoring*, Vol. 493, Wiley Online Library.

Balmes, E. (2014), *Structural Dynamics Toolbox (for use with MATLAB)*, www.sdtools.com.

Banks, D. (2000), *A Look Into the World of Structural Health Monitoring.*, Industrial Placement Report, EADS/Sheffield University.

Bar-Cohen, Y. (2000), 'Emerging nde technologies and challenges at the beginning of the 3 rd millennium–part ii, part i'.

Beral, B. and Speckmann, H. (2003), Structural health monitoring (shm) for aircraft structures : a challenge for system developers and aircraft manufactures, *in* 'Proc. of the 4th International Workshop on Structural Health Monitoring, Edited by F.-K. Chang, Stanford University', pp. 12–29.

Bernardo, J. M. and Rueda, R. (2002), 'Bayesian hypothesis testing : A reference approach', *International Statistical Review* **70**(3), 351–372.

Bernardo, J. and Smith, A. (1994), *Bayesian Theory.*, Wiley,Chichester.

Boll, S. (1979), 'Suppression of acoustic noise in speech using spectral subtraction', *Acoustics, Speech and Signal Processing, IEEE Transactions on* **27**(2), 113–120.

Botev, Z. I., L'Ecuyer, P. and Tuffin, B. (2013), 'Markov chain importance sampling with applications to rare event probability estimation', *Statistics and Computing* **23**(2), 271–285.

Brown, K. M. and Dennis Jr, J. E. (1971), 'Derivative free analogues of the levenberg-marquardt and gauss algorithms for nonlinear least squares approximation', *Numerische Mathematik* **18**(4), 289–297.

Chang, F.-K. (1998), Smart layer : built-in diagnostics for composite structures, *in* 'International conference on micromechanics, intelligent materials and robotics', pp. 777–781.

Chawla, K. K. (2012), *Composite materials : science and engineering*, Springer Science & Business Media.

Ciampa, F. and Meo, M. (2010), 'A new algorithm for acoustic emission localization and flexural group velocity determination in anisotropic structures.', *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing* **41**(12), 1777 – 1786.

Clarke, T., Simonetti, F. and Cawley, P. (2010), 'Guided wave health monitoring of complex structures by sparse array systems : Influence of temperature changes on performance .', *Journal of Sound and Vibration* **329**(12), 2306 – 2322. Structural Health Monitoring Theory Meets Practice.

Coelho, C. K., Kim, S. B. and Chattopadhyay, A. (2011), Optimal sensor placement for active guided wave interrogation of complex metallic components, *in* 'SPIE Smart Structures and Materials+ Nondestructive Evaluation and Health Monitoring', International Society for Optics and Photonics, pp. 79813O–79813O.

Coifman, R. R. and Wickerhauser, M. V. (1992), 'Entropy-based algorithms for best basis selection', *Information Theory, IEEE Transactions on* **38**(2), 713–718.

Coverley, P. and Staszewski, W. (2003), 'Impact damage location in composite structures using optimized sensor triangulation procedure.', *Smart Materials and Structures* **12**(5), 795.

Daubechies, I. (1990), 'The wavelet transform, time-frequency localization and signal analysis', *Information Theory, IEEE Transactions on* **36**(5), 961–1005.

Davies, R. B. (1977), 'Hypothesis testing when a nuisance parameter is present only under the alternative', *Biometrika* **64**(2), 247–254.

Duda, R. O., Hart, P. E. and Stork, D. G. (2012), *Pattern classification*, John Wiley & Sons.

Dytham, C. (2011), *Choosing and using statistics : a biologist's guide*, John Wiley & Sons.

Farrar, C., Duffey, T., Deobling, S. and Nix, D. (1999), A statistical pattern recognition paradigm for vibration-based structural health monitoring., *in* ' :*2nd International Workshop on Structural Health Monitoring*', Stanford, CA, 8-10 Septembe, pp 764–73.

Farrar, C. R. and Worden, K. (2007), 'An introduction to structural health monitoring', *Philosophical Transactions of the Royal Society A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences* **365**(1851), 303–315.

Fassois, S. D. and Sakellariou, J. S. (2007), 'Time-series methods for fault detection and identification in vibrating structures', *Philosophical Transactions of the Royal Society A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences* **365**(1851), 411–448.

Fendzi, C., Morel, J., Rébillat, M., Guskov, M., Mechbal, N. and Coffignal, G. (2014), Optimal sensors placement to enhance damage detection in composite plates, *in* '7th European Workshop on Structural Health Monitoring', pp. 1–8.

Flynn, E. and Todd, M. (2009), 'Optimal placement of piezoelectric actuators and sensors for detecting damage in plate structures', *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* .

Flynn, E. and Todd, M. (2010), 'A bayesian approach to optimal sensor placement for structural health monitoring with application to active sensing.', *Mechanical Systems and Signal Processing* **24**(4), 891 – 903.

Flynn, E., Todd, M., Wilcox, P., Drinkwater, B. and Croxford, A. (2011), Maximum-likelihood estimation of damage location in guided-wave structural health monitoring., *in* ' :*Proceedings of The Royal Society A*', Vol. 467, p. 2575–96.

Gavin, H. (2011), 'The levenberg-marquardt method for nonlinear least squares curve-fitting problems', *Department of Civil and Environmental Engineering, Duke University* pp. 1–15.

Geyer, C. (2011), 'Introduction to markov chain monte carlo', *Handbook of Markov Chain Monte Carlo* pp. 3–48.

Giurgiutiu, V., Zagrai, A. and Bao, J. J. (2002), 'Piezoelectric wafer embedded active sensors for aging aircraft structural health monitoring', *Structural Health Monitoring* **1**(1), 41–61.

Gorgin, R., Wu, Z., Gao, D. and Wang, Y. (2014), 'Damage size characterization algorithm for active structural health monitoring using the a0 mode of lamb waves', *Smart Materials and Structures* **23**(3), 035015.

Gornet, L. (2008), 'Généralités sur les matériaux composites'.

Hagood, N. W. and von Flotow, A. (1991), 'Damping of structural vibrations with piezoelectric materials and passive electrical networks', *Journal of Sound and Vibration* **146**(2), 243–268.

Hajrya, R. (2012), Contrôle santé des structures composites : approche expérimentale et statistique, PhD thesis, Arts et Métiers ParisTech.

Hajrya, R. and Mechbal, N. (2013), 'Principal component analysis and perturbation theory–based robust damage detection of multifunctional aircraft structure.', *Structural Health Monitoring* **12**(3), 263–277.

Hajzargerbashi, T., Kundu, T. and Bland, S. (2011), 'An improved algorithm for detecting point of impact in anisotropic inhomogeneous plates.', *Ultrasonics* **51**(3), 317 – 324.

Hall, J. S. and Michaels, J. E. (2010), 'Minimum variance ultrasonic imaging applied to an in situ sparse guided wave array', *Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, IEEE Transactions on* **57**(10), 2311–2323.

Hamdi, S. E., Duff, A. L., Simon, L., Plantier, G., Sourice, A. and Feuilloy, M. (2013), 'Acoustic emission pattern recognition approach based on hilbert–huang transform for structural health monitoring in polymer-composite materials', *Applied Acoustics* **74**(5), 746 – 757.
URL: *http ://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0003682X12003428*

Harley, J. and Moura, J. (2012), 'Scale transform signal processing for optimal ultrasonic temperature compensation.', *Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control, IEEE Transactions on* **59**(10).

Haynes, C. and Todd, M. (2015), 'Enhanced damage localization for complex structures through statistical modeling and sensor fusion', *Mechanical Systems and Signal Processing* **54**, 195–209.

Huang, N. E., Shen, Z., Long, S. R., Wu, M. C., Shih, H. H., Zheng, Q., Yen, N.-C., Tung, C. C. and Liu, H. H. (1998), The empirical mode decomposition and the hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis, *in* 'Proceedings of the Royal Society of London A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences', Vol. 454, The Royal Society, pp. 903–995.

Ihn, J. and Chang, F. (2008), 'Pitch-catch active sensing methods in structural health monitoring for aircraft structures.', *Structural Health Monitoring* **7**(1), 5–19.

Ip, K., Tse, P. and Tam, H. (2004), 'Extraction of patch-induced lamb waves using a wavelet transform.', *Smart Materials and Structures* **13**(4), 861.

Jaffe, B. (2012), *Piezoelectric ceramics*, Vol. 3, Elsevier.

Jeong, H. and Jang, Y.-S. (2000), 'Wavelet analysis of plate wave propagation in composite laminates.', *Composite Structures* **49**(4), 443 – 450.

Jiang, X. and Mahadevan, S. (2008), 'Bayesian wavelet methodology for structural damage detection.', *Structural Control and Health Monitoring* **15**(7), 974–991.

Jones, R. M. (1998), *Mechanics of composite materials*, CRC press.

Karandikar, J., Kim, N. and Schmitz, T. (2012), 'Prediction of remaining useful life for fatigue-damaged structures using bayesian inference.', *Engineering Fracture Mechanics* **96**(0), 588–605.

Kijanka, P., Radecki, R., Packo, P., Staszewski, W. and Uhl, T. (2013), 'Gpu-based local interaction simulation approach for simplified temperature effect modelling in lamb wave propagation used for damage detection', *Smart Materials and Structures* **22**(3), 035014.

Konstantinidis, G., Drinkwater, B. and Wilcox, P. (2006), 'The temperature stability of guided wave structural health monitoring systems', *Smart Materials and Structures* **15**(4), 967.

Kundu, T., Das, S. and Jata, K. (2007), 'Point of impact prediction in isotropic and anisotropic plates from the acoustic emission data.', *Acoustical Society of America* **122**, 2057.

Kundu, T., Nakatani, H. and Takeda, N. (2012), 'Acoustic source localization in anisotropic plates.', *Ultrasonics* **52**(6), 740 – 746.

Lamb, H. (1917), 'On waves in an elastic plate', *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing papers of a mathematical and physical character* pp. 114–128.

Latif, R., Aassif, E., Maze, G., Moudden, A. and Faiz, B. (1999), 'Determination of the group and phase velocities from time–frequency representation of wigner–ville', *NDT & E International* **32**(7), 415–422.

LeDuff, A., Hamdi, S. E., Ostiguy, P.-C., Plantier, G. and Simon, L. (2014), 'Comparison of scale factor estimators for ultrasonic temperature monitoring : Application to structural health monitoring', *Applied Acoustics* **76**, 346 – 358.
URL: *http ://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0003682X13002168*

Lee, S. J., Gandhi, N., Michaels, J. E., Michaels, T. E., Thompson, D. O. and Chimenti, D. E. (2011), Comparison of the effects of applied loads and temperature variations on guided wave propagation, *in* 'AIP Conference Proceedings-American Institute of Physics', Vol. 1335, p. 175.

Leger, A. and Deschamps, M. (2009), *Ultrasonic wave propagation in non homogeneous media*, Vol. 128, Springer Science & Business Media.

Lei, Y., Lin, J., He, Z. and Zuo, M. J. (2013), 'A review on empirical mode decomposition in fault diagnosis of rotating machinery', *Mechanical Systems and Signal Processing* **35**(1), 108–126.

Levine, M. (1975), *A cognitive theory of learning : Research on hypothesis testing.*, Lawrence Erlbaum.

Li, F., Meng, G., Kageyama, K., Su, D. and Ye, L. (2009), 'Optimal mother wavelet selection for lamb wave analyses', *Journal of intelligent material systems and structures* .

Lin, J. and Qu, L. (2000), 'Feature extraction based on morlet wavelet and its application for mechanical fault diagnosis', *Journal of sound and vibration* **234**(1), 135–148.

Liu, L. and Yuan, F. (2009), 'A linear mapping technique for dispersion removal of lamb waves', *Structural Health Monitoring* .

Lourakis, M. I. (2005), 'A brief description of the levenberg-marquardt algorithm implemented by levmar'.

Lowe, M. J. (1995), 'Matrix techniques for modeling ultrasonic waves in multilayered media', *Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, IEEE Transactions on* **42**(4), 525–542.

Lu, Y. and Michaels, J. E. (2005), 'A methodology for structural health monitoring with diffuse ultrasonic waves in the presence of temperature variations', *Ultrasonics* **43**(9), 717–731.

Mace, B. R. and Manconi, E. (2008), 'Modelling wave propagation in two-dimensional structures using finite element analysis', *Journal of Sound and Vibration* **318**(4), 884–902.

Macmillan, N. A. and Creelman, C. D. (2004), *Detection theory : A user's guide*, Psychology press.

Malinowski, P., Wandowski, T. and Ostachowicz, W. (2011), 'Damage detection potential of a triangular piezoelectric configuration', *Mechanical Systems and Signal Processing* **25**(7), 2722–2732.

Mallat, S. G. and Zhang, Z. (1993), 'Matching pursuits with time-frequency dictionaries', *Signal Processing, IEEE Transactions on* **41**(12), 3397–3415.

Manconi, E. and Mace, B. (2007), 'Modelling wave propagation in two-dimensional structures using a wave/finite element technique'.

Manconi, E. and Mace, B. R. (2010), 'Estimation of the loss factor of viscoelastic laminated panels from finite element analysis', *Journal of Sound and Vibration* **329**(19), 3928–3939.

Manson, G. (2002), Identifying damage sensitive, environment insensitive features for damage detection, *in* 'Proceedings of the third international conference on identification in engineering systems', pp. 187–197.

Mathworks (2014), *Signal denoising using Discrete Wavelet Transform.*, www.mathworks.com.

Michaels, J. (2008), 'Detection, localization and characterization of damage in plates with an in situ array of spatially distributed ultrasonic sensors.', *Smart Materials and Structures* **17**(3), 035035.

Michaels, J. and Michaels, T. (2005), 'Detection of structural damage from the local temporal coherence of diffuse ultrasonic signals.', *Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control, IEEE Transactions on* **52**(10), 1769–1782.

Miller, C. A. and Hinders, M. K. (2014), 'Classification of flaw severity using pattern recognition for guided wave-based structural health monitoring', *Ultrasonics* **54**(1), 247–258.

Moll, J., Schulte, R., Hartmann, B., Fritzen, C. and Nelles, O. (2010), 'Multi-site damage localization in anisotropic plate-like structures using an active guided wave structural health monitoring system.', *Smart Materials and Structures* **19**(4), 045022.

Moré, J. J. (1978), The levenberg-marquardt algorithm : implementation and theory, *in* 'Numerical analysis', Springer, pp. 105–116.

Morettin, P. A. (1997), 'Wavelets in statistics', *Resenhas do Instituto de Matemática e Estatística da Universidade de São Paulo* **3**(2), 211–272.

Moser, F., Jacobs, L. J. and Qu, J. (1999), 'Modeling elastic wave propagation in waveguides with the finite element method', *Ndt & E International* **32**(4), 225–234.

Nayfeh, A. H. (1995), *Wave propagation in layered anisotropic media : With application to composites*, Elsevier.

Newland, D. E. (1994), 'Wavelet analysis of vibration : Part 2—wavelet maps', *Journal of vibration and acoustics* **116**(4), 417–425.

Neyman, J. and Pearson, E. S. (1992), *On the problem of the most efficient tests of statistical hypotheses*, Springer.

Ng, C. T. and Veidt, M. (2009), 'A lamb-wave-based technique for damage detection in composite laminates', *Smart Materials and Structures* **18**(7), 074006.
URL: *http ://stacks.iop.org/0964-1726/18/i=7/a=074006*

Nichols, J., Link, W., Murphy, K. and Olson, C. (2010), 'A bayesian approach to identifying structural nonlinearity using free-decay response : Application to damage detection in composites.', *Journal of Sound and Vibration* **329**(15), 2995 – 3007.

Niethammer, M., Jacobs, L., Qu, J. and Jarzynski, J. (2001), 'Time-frequency representations of lamb waves .', *Acoustical Society of America* **109**(4), 1841.

Niri, E. D., Farhidzadeh, A. and Salamone, S. (2013*a*), 'Adaptive multisensor data fusion for acoustic emission source localization in noisy environment', *Structural Health Monitoring* **12**(1), 59–77.

Niri, E. D., Farhidzadeh, A. and Salamone, S. (2014), 'Nonlinear kalman filtering for acoustic emission source localization in anisotropic panels', *Ultrasonics* **54**(2), 486 – 501.
URL: *http ://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0041624X13002199*

Niri, E., Farhidzadeh, A. and Salamone, S. (2013*b*), 'Adaptive multisensor data fusion for acoustic emission source localization in noisy environment.', *Structural Health Monitoring* **12**(1), 59–77.

Niri, E. and Salamone, S. (2012), 'A probabilistic framework for acoustic emission source localization in plate-like structures.', *Smart Materials and Structures* **21**(3), 035009.

Osegueda, R. A., Kreinovich, V., Nazarian, S. and Roldan, E. (2003), Detection of cracks at rivet holes in thin plates using lamb-wave scanning, *in* 'NDE for Health Monitoring and Diagnostics', International Society for Optics and Photonics, pp. 55–66.

Pak, Y. (1992), 'Linear electro-elastic fracture mechanics of piezoelectric materials', *International Journal of Fracture* **54**(1), 79–100.

Pasti, L., Walczak, B., Massart, D. and Reschiglian, P. (1999), 'Optimization of signal denoising in discrete wavelet transform', *Chemometrics and intelligent laboratory systems* **48**(1), 21–34.

Peng, H., Meng, G. and Li, F. (2009), 'Modeling of wave propagation in plate structures using three-dimensional spectral element method for damage detection', *Journal of Sound and Vibration* **320**(4), 942–954.

Pratt, W. (1972), 'Generalized wiener filtering computation techniques', *Computers, IEEE Transactions on* **100**(7), 636–641.

Quaegebeur, N., Ostiguy, P. and Masson, P. (2014), 'Correlation-based imaging technique for fatigue monitoring of riveted lap-joint structure', *Smart Materials and Structures* **23**(5), 055007.

Raghavan, A. and Cesnik, C. (2007), 'Guided-wave signal processing using chirplet matching pursuits and mode correlation for structural health monitoring.', *Smart Materials and Structures* **16**(2), 355.

Raghavan, A. and Cesnik, C. E. (2008), 'Effects of elevated temperature on guided-wave structural health monitoring.', **19**(12), 1383–1398.

Rao, B. P. (2014), *Nonparametric functional estimation*, Academic press.

Rizzo, P. and di Scalea, F. L. (2006), 'Feature extraction for defect detection in strands by guided ultrasonic waves', *Structural Health Monitoring* **5**(3), 297–308.

Roberts, G. O. and Smith, A. F. (1994), 'Simple conditions for the convergence of the gibbs sampler and metropolis-hastings algorithms', *Stochastic processes and their applications* **49**(2), 207–216.

Rose, J. L. (2004), *Ultrasonic waves in solid media*, Cambridge university press.

Rose, J. L. et al. (2003), 'Boundary element modeling for defect characterization potential in a wave guide', *International Journal of Solids and Structures* **40**(11), 2645–2658.

Roweis, S. (1996), 'Levenberg-marquardt optimization'.

Roy, S., Lonkar, K., Janapati, V. and Chang, F.-K. (2014), 'A novel physics-based temperature compensation model for structural health monitoring using ultrasonic guided waves.', *Structural Health Monitoring* **13**(3), 321–342.

Rytter, A. (1993), Vibrational Based Inspection of Civil Engineering Structures, PhD thesis. Ph.D.-Thesis defended publicly at the University of Aalborg, April 20, 1993 PDF for print : 206 pp.

Scharf, L. L. (1991), *Statistical signal processing*, Vol. 98, Addison-Wesley Reading, MA.

Shlens, J. (2003), 'A tutorial on principal component analysis : Derivation, discussion and singular value decomposition', *Mar* **25**, 1–16.

Siegel, M., Gunatilake, P. and Podnar, G. (1998), 'Robotic assistants for aircraft inspectors', *Industrial Robot : An International Journal* **25**(6), 389–400.

Smith, L. I. (2002), 'A tutorial on principal components analysis'.

Sohn, H., Farrar, C., Hemez, F., Czarnecki, J., Shunk, D., Stinemates, D. and Nalder, B. (2003), *A Review of Structural Health Monitoring Literature :1996-2001.*, Los Alamos National Laboratory Report.

Sohn, H., Farrar, C. R., Hemez, F. M., Shunk, D. D., Stinemates, D. W., Nadler, B. R. and Czarnecki, J. J. (2004), *A review of structural health monitoring literature : 1996-2001*, Los Alamos National Laboratory Los Alamos, NM.

Sohn, H., Park, H. W., Law, K. H. and Farrar, C. R. (2004), 'Minimizing misclassification of damage using extreme values statistics'.

Srinivasan, A. V. and McFarland, D. M. (2001), *Smart structures : analysis and design*, Cambridge university press.

Staszewski, W., Boller, C. and Tomlinson, G. R. (2004), *Health monitoring of aerospace structures : smart sensor technologies and signal processing*, John Wiley & Sons.

Stepinski, T., Uhl, T. and Staszewski, W. (2013), *Advanced Structural Damage Detection : From Theory to Engineering Applications*, John Wiley & Sons.

Su, Z. and Ye, L. (2009), *Identification of Damage Using Lamb Waves.*, Springer.

Taha, M. R., Noureldin, A., Lucero, J. and Baca, T. (2006), 'Wavelet transform for structural health monitoring : a compendium of uses and features', *Structural Health Monitoring* **5**(3), 267–295.

Torres-Arredondo, M. A., Tibaduiza Burgos, D. A., Mujica Delgado, L. E., Rodellar Benedé, J., Fritzen, C.-P. et al. (2013), 'Damage assessment in a stiffened composite panel using non-linear data-driven modelling and ultrasonic guided waves'.

Torres-Arredondo, M. A., Tibaduiza-Burgos, D. A., Mujica, L. E., Rodellar, J. and Fritzen, C.-P. (2013), 'Data-driven multivariate algorithms for damage detection and identification : Evaluation and comparison', *Structural Health Monitoring* p. 1475921713498530.

Vu, A. T. (2010), Endommagement de stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs températures. Expériences et modélisation, PhD thesis, ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechique-Poitiers.

Wang, D., Ye, L., Su, Z., Lu, Y., Li, F. and Meng, G. (2010), 'Probabilistic damage identification based on correlation analysis using guided wave signals in aluminum plates', *Structural Health Monitoring* **9**(2), 133–144.

Wang, L. and Rokhlin, S. (2001), 'Stable reformulation of transfer matrix method for wave propagation in layered anisotropic media', *Ultrasonics* **39**(6), 413–424.

Wang, Y., Gao, L., Yuan, S., Qiu, L. and Qing, X. (2014), 'An adaptive filter–based temperature compensation technique for structural health monitoring.', *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* p. 1045389X13519001.

Wang, Y., Gao, L., Yuan, S., Qiuand, L. and Qing, X. (2013), A new temperature compensation method for guided wave-based structural health monitoring., *in* 'Proc. SPIE 8695, Health Monitoring of Structural and Biological Systems 2013, 86950H (April 17, 2013)'.

Wilcox, P. D. (2003), 'A rapid signal processing technique to remove the effect of dispersion from guided wave signals', *Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, IEEE Transactions on* **50**(4), 419–427.

Worlton, D. (1961), 'Experimental confirmation of lamb waves at megacycle frequencies', *Journal of Applied Physics* **32**(6), 967–971.

Xu, B., Giurgiutiu, V. and Yu, L. (2009), Lamb waves decomposition and mode identification using matching pursuit method, *in* 'SPIE Smart Structures and Materials+ Nondestructive Evaluation and Health Monitoring', International Society for Optics and Photonics, pp. 72920I–72920I.

Xu, B., Yu, L. and Giurgiutiu, V. (2009*a*), Advanced methods for time-of-flight estimation with application to lamb wave structural health monitoring., *in* ' : *7th International Workshop on Structural Health Monitoring*', Stanford University, Palo Alto,CA, pp. 1202–1209.

Xu, B., Yu, L. and Giurgiutiu, V. (2009*b*), Advanced methods for time-of-flight estimation with application to lamb wave structural health monitoring, *in* 'The 7th International Workshop on Structural Health Monitoring 2009'.

Xu, K., Ta, D., Moilanen, P. and Wang, W. (2012), 'Mode separation of lamb waves based on dispersion compensation method', *The Journal of the Acoustical Society of America* **131**(4), 2714–2722.

Yan, A.-M., Kerschen, G., De Boe, P. and Golinval, J.-C. (2005*a*), 'Structural damage diagnosis under varying environmental conditions—part i : a linear analysis', *Mechanical Systems and Signal Processing* **19**(4), 847–864.

Yan, A.-M., Kerschen, G., De Boe, P. and Golinval, J.-C. (2005*b*), 'Structural damage diagnosis under varying environmental conditions—part ii : local pca for non-linear cases', *Mechanical Systems and Signal Processing* **19**(4), 865–880.

Yan, G. (2013), 'A bayesian approach for damage localization in plate-like structures using lamb waves.', *Smart Materials and Structures* **22**(3), 035012.

Yu, H. and Wilamowski, B. M. (2011), 'Levenberg-marquardt training', *Industrial Electronics Handbook* **5**, 12–1.

Yu, L. and Su, Z. (2012), 'Application of kernel density estimation in lamb wave-based damage detection.', *Mathematical Problems in Engineering* **2012**, no.406521.

Zadnik, M., Vincent, F., Vingerhoeds, R. and Galtier, F. (2007), Détection robuste de signaux en présence d'incertitudes sur leur fréquence, *in* '21e Colloque GRETSI, Troyes, FRA, 11-14 septembre 2007', GRETSI, Groupe d'Etudes du Traitement du Signal et des Images.

Zemmour, A. I. (2006), The Hilbert-Huang Transform for Damage Detection in Plate Structures, PhD thesis.

Zeng, L., Lin, J., Hua, J. and Shi, W. (2013), 'Interference resisting design for guided wave tomography', *Smart Materials and Structures* **22**(5), 055017.

Zhao, X., Gao, H., Zhang, G., Ayhan, B., Yan, F., Kwan, C. and Rose, J. (2007), 'Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network : I. defect detection, localization and growth monitoring.', *Smart Materials and Structures* **16**(4), 1208.

Zhou, W., Chakraborty, D., Kowali, N., Papandreou-Suppappola, A., Cochran, D. and Chattopadhyay, A. (2007), Damage classification for structural health monitoring using time-frequency feature extraction and continuous hidden markov

models, *in* 'Signals, Systems and Computers, 2007. ACSSC 2007. Conference Record of the Forty-First Asilomar Conference on', IEEE, pp. 848–852.

Contrôle Santé des Structures Composites:
Application à la Surveillance des Nacelles Aéronautiques.

RESUME: Ce travail de thèse concerne la surveillance de l'état de santé de structures complexes en service. Elle est appliquée à des éléments d'une nacelle d'avion gros porteur. Ce travail est original et s'inscrit dans le cadre d'un projet, coordonné par AIRBUS Operations SAS et porté par AIRCELLE (Groupe SAFRAN). Les principales parties de la nacelle visées par notre démarche sont le capot de soufflante (*fan cowl, composite monolithique*) et la structure interne fixe du capot coulissant de l'inverseur de poussée (IFS, *sandwich nid d'abeille*). Ces structures réalisées en matériaux composites sont sujettes à de nombreux modes de dégradation (rupture de fibres, délaminage, fissures, etc…), qui peuvent impacter la durée de vie de la nacelle. De plus elles sont exposées à de nombreuses sollicitations environnementales dont des variations thermiques importantes (*de* -55 °C à +120°C). L'objectif de ce travail est la mise en place d'un système SHM visant à suivre l'état de santé de ces structures afin de détecter l'apparition de tels endommagements et de les localiser avant qu'ils ne conduisent à une dégradation de la structure; ceci de manière à permettre une maintenance prédictive. Des capteurs et actionneurs piézoélectriques (PZT) sont collés sur la structure et sont utilisés pour générer des ondes de Lamb et effectuer des mesures. La démarche SHM proposée s'appuie sur des mesures successives en partant d'un état initial considéré comme sain, puis en réalisant régulièrement des mesures de suivi. La différence entre des signaux mesurés pour deux états est analysée afin d'en extraire des caractéristiques sensibles à l'apparition de dommages. Après validation, des PZT ont été collés sur le *fan cowl* et l'IFS ainsi que sur des coupons et un banc d'essai approprié a été conçu afin de valider notre démarche. Du fait que l'on est amené à travailler sur des différences de signaux, des algorithmes de détection, basés sur les tests d'hypothèses statistiques et l'Analyse en Composantes Principales (ACP), ont dû être développés et validés. Ceci a d'abord été testé pour la détection de dommages contrôlés introduits d'abord dans des coupons, puis dans le *fan cowl* et dans l'IFS. Des algorithmes robustes (y compris aux variations de température) de localisation de ces dommages, basés sur l'extraction des temps de vol des ondes de Lamb, ont été développés et validés sur les structures étudiées. Une approche de quantification des incertitudes sur la localisation par inférence Bayésienne a été proposée en complément de la démarche déterministe implémentée.

Mots clés : Contrôle santé des structures**,** Composites monolithique, Sandwich, Ondes de Lamb, Actionneurs / Capteurs piézoélectriques, Temps de vol, Détection et localisation de dommages, Température, Test d'hypothèses statistiques, Statistique Bayésienne, Estimation, MCMC, ACP, Transformée en Ondelettes.

Structural Health Monitoring of Composite Structures:
Application to the Monitoring of Aeronautical Nacelles.

ABSTRACT: This work aims at designing a Structural Health Monitoring (SHM) system for complex composite structures, with an application to elements of aeronautical nacelles. This is an original work conducted in the framework of a project, coordinated by AIRBUS Operations SAS and headed by AIRCELLE (SAFRAN Group). The main parts of the nacelle concerned with our approach are the *fan cowl (composite monolithic)* and the *inner fixed structure* (IFS, *sandwich structure with honeycomb core*) of the thrust reverser. These structures made from composite materials are subjected to many damages types which can affect nacelle's lifetime (fiber breaking, delamination, crack, etc…). Furthermore these structures are exposed to many environmental constraints such as important thermal variations (*from* -55°C to +120°C). The objective of this work is to develop a SHM system aimed at detecting and localizing these damages, before the degradation of the whole structure occurs. Piezoelectric (PZT) actuators and sensors are bonded on the structure and they are used to generate Lamb wave signals and perform measurements. The proposed SHM approach is based on successive measurements starting from an initial state, considered as healthy and regularly conducting follow-up. The difference in signals measured between two states is analyzed in order to extract some damage-sensitive features. After validation, PZT elements were glued to the *fan cowl* and to the IFS as well as on representative coupons and a suitable test bench was designed in order to validate our approach. Since the approach is based on the difference in signals, damage detection algorithms based on statistical hypothesis testing and Principal Component Analysis (PCA) have been developed and validated. This was tested for the detection of controlled damages introduced first in coupons, and thereafter in the fan cowl and IFS. Robust damage localization algorithms (including with temperature variations) based on time-of-flight extraction from difference in signals, were developed and validated for these structures. A Bayesian approach for uncertainties quantification in the damage localization is also developed, leading to an improved accuracy of damage localization.

Keywords : Structural health monitoring, Composite monolithic, Sandwich, Lamb waves, Actuators/Sensors, Time-of-flight, Damage detection and localization, Temperature effect, Statistical hypothesis testing, Bayesian statistics, Estimation, Markov Chain Monte Carlo (MCMC), PCA, Wavelet transform.

ARTS ET MÉTIERS ParisTech

ParisTech
INSTITUT DES SCIENCES ET TECHNOLOGIES
PARIS INSTITUTE OF TECHNOLOGY