

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

Université de BLIDA 1

**Institut d'Aéronautique et des études spatiales
Département de construction**



**Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme MASTER Aéronautique
Option : structure Avions**

**Caractérisation et contrôle des
Plaques en matériaux composites aéronautiques**

Dirigé par : M. ABDESSELAM Omar

Elaboré par : Mlle. BATACHE Sara

2015 /2016

TABLE DES MATIERES

Liste de figures.....	5
Liste des tableaux.....	7
Remerciements.....	8
Dédicace	9
Résumé.....	10
Introduction	12
Chapitre I : Présentation des organismes d'accueil	
I.1 La compagnie aérienne « AIR ALGERIE »	14
I.2 CRTT	23
Chapitre II : Généralités sur les matériaux composites	
II.1 Matrice	28
II.2 Renfort	29
II.3 Exemples	31
II.4 Structures composites stratifiés	34
II.5 Procédés de fabrication	37
II.6 Découpe des tissus de détournage des tridimensionnelles	38
II.7 Comparaison des couts	38
II.8 Utilisation et application des M .C dans le domaine Aéronautique	39
II.9 Application en Automobile	41
II.10 Affectation des composites selon leur nature	41
II.11 comportement des matériaux composites	42
II.12 Avantages et inconvénients des matériaux composites	45
Chapitre III	
III.1 Définition des ultrasons.....	47
III.2 Différents types d'ondes.....	47
III.3 paramètre de l'onde ultrasonore	53

III.4 Emission et réception de l'onde ultrasonore	54
III.5 Réflexion, réfraction et conversion de modes	56
III.6 Méthodes de détection des fissures.....	57
III.7 Application de l'analyse par ondelette à la détection de fissure par US.....	59
Chapitre IV : Etude expérimentale	
IV.1 Elaboration.....	61
IV.2 La plaque élaborée.....	61
IV.3 processus de fabrication	61
IV.4 Fabrication d'une plaque stratifié résine Epocaste en tissue de fibre de verre	62
IV.5 Matériels utilisés pour l'élaboration.....	65
IV.6 Les étapes de stratification.....	67
IV.7 Elaboration de la plaque carbone /époxy.....	67
IV.8 Exemple d'une observation micrographique d'une plaque composite.....	68
IV.9 Caractérisation du matériau d'étude	70
IV.10 Essais mécaniques et matériels utilisés.....	72
IV.11. Contrôle Non destructif.....	73
IV.12. CONTROLE DE MATERIAUX	73
IV.13. Transducteurs et instrumentation	73
IV.14. Partie expérimentale.....	74
Conclusion	87
Nomenclature.....	88
Références bibliographiques	89

Liste de figures

Figure I .1 : le hangar de la base de maintenance d'Air Algérie

Figure I.2 : crique au niveau de stabilisateur horizontal

Figure I.3 : détection de corrosion au niveau des portes des cabinets sanitaires

Figure I.4 : la modification appliquée sur un Airbus A330-200

Figure I.5 : dispositifs de mesure d'atténuation

Figure II.1 l'utilisation des matériaux composites s'étend aux structures primaires

Figure II.2 - Types de matrice

Figure II.3 - Types de renfort

Figure II.4 - Stratifié constitué de couches parfaitement liées

Figure II.5 - Désignations du stratifié

Figure II.6 : La structure sandwich

Figure II.7 Procédé de formage par moulage

Figure II. 8 : le moulage au contact

Figure II.9 : procédé de moulage poinçon –matrice

Figure II.10 : procédé de moulage sous vide

Figure II.11 : le procédé de moulage sous vide pour des pièces aéronautique

Figure II .12 : procédé de moulage par injection

Figure II.13 procédé d'application aux pièces de carrosserie automobile

Figure II.14 procédé d'application aux pièces mécanique à tenue en température

Figure II.15 : procédé de formage de plaque

Figure II.16 : procédé de formage de profilés

Figure II.17 : diagramme d'illustration des couts d'obtention des produits composite.

Figure II .18 le taux d'utilisation des matériaux composites dans l'airbus A350

Figure II.19 La dérive du transporteur Tristar (société Lockheed –USA)

Figure II .20 : exemple de voitures construites en matériau composite

Figure II.22 Différents sollicitation mécanique

Figure II.23. Mécanismes d'endommagement observés dans un composite

Figure II.24 : Mode d'endommagement dans le sandwich ; (a) fracture des peaux (b) rupture en cisaillement (c) enfoncement de la peau (e-d) déformation plastique des peaux (f-g) rupture en compression (h) indentation locale

Figure III.1 : Spectre acoustique

Figure III.2 Onde longitudinale

Figure III.3 : Schématisation d'une onde longitudinale

Figure III.4 : Onde transversale.

Figure III.5 Schématisation d'une onde transversale.

Figure III.6 : Polarisation d'une onde transversale.

Figure III.7 : Onde de Rayleigh

Figure III.8 : Onde de Lamb

Figure III.9 : Onde plane.

Figure III.10 Onde sphérique.

Figure III.11 : Différents types d'ondes

Figure III.12 : Interaction d'une onde incidente avec une interface séparant deux milieux isotropes.
a) Onde incidente L ou TV, b) Onde incidente TH

Figure III.13 : Interaction d'une onde incidente avec une interface séparant deux milieux dont l'un au moins est anisotrope. a) milieu incident anisotrope et b) milieu incident fluide.

Figure III.14 : Contrôle par réflexion : identification d'un défaut

Figure III.15 : Principe de la méthode par transmission

Figure III.16 : Mesure du temps de vol d'une onde ultrasonore après une réflexion simple.

Figure IV.1 : les plaques élaborées

Figure IV.2 : Disposition pour le moulage au sac à vide du stratifié.

Figure IV.3: Tissu de verre type D

Figure IV.4. : La résine EPOCAST 50-A1

Figure IV .5 : HARDENER 946

Figure IV.6: EPOCAST50 A1/HARDENER 946

Figure IV.7 : la plaque verre / époxy finis

Figure IV.8 : Tissu en fibre de carbone

Figure IV.9 : Resine812INJ

Figure IV.10 Plaque carbone finis

Figure IV.11 : Exemple de la Micrographie optique de l'interface entre trois plis : coupe à 90° , à 0° et à $\pm 45^\circ$

Figure IV.12 : les éprouvettes pour les essais mécaniques

Figure IV.13 : la forme de l'éprouvette

Figure IV.14 : Banc expérimental pour les essais de traction

Figure IV.15 : Ondes de Lamb: (a) ondes symétriques ; (b) ondes antisymétriques.

Figure IV.16 : Exemple de Courbes de dispersion des modes S0 et A0 pour un stratifié quasi-isotrope constitué de plis tissés de carbone [0° , 45° , 90° , -45°] S

Figure IV.17 : Méthode par contact

Figure IV.18 : Méthode par immersion

Figure IV.19 transducteurs utilisés

Figure IV.20 : PROTOCOLE EXPERIMENTAL

Figure IV.21 : Les dommages insérés

Figure IV.22 : transducteur utilisés

Liste des tableaux

Tableau II.2 : Caractéristiques des résines thermoplastiques

Tableau II.1 : Caractéristiques des résines thermodurcissables

Tableau II.3 : Caractéristiques mécaniques des fibres

Tableau III.1 : ordre de grandeur des impédances acoustiques

Tableau III.2 : coefficient d'atténuation des ondes longitudinales de quelques milieux pour une fréquence de 2MHZ.

Tableau IV.1 : Les caractéristiques de tissu de verre type D

Tableau IV.2 : Les caractéristiques de durcisseur (HARDENER 946)

Tableau IV.3 : Les propriétés physiques et mécaniques de EPOCAST 50-A1

Tableau IV.4: Les caractéristiques du tissu en fibres de carbone

Tableau IV.5 : calcul de vitesse de propagation

Tableau IV. 6 : L'influence de la taille du défaut sur l'amplitude du signal

Remerciements

Je remercie beaucoup Mon ALLAH qui nous a donné la force de continuer.

Je tiens tout d'abord à remercier ma mère, mon père mes sœurs lamia , yasmine Liza et toutes les personnes ayant participé à la réalisation de ce mémoire,

Ainsi je me permets d'exprimer ici mes sincères reconnaissances à mon promoteur M. ABDESLAM et ceux qui ont proposé et dirigé ce Travail, pour leurs suivis et leurs conseils.

En fin, que tous ceux ou celles qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce long Travail, trouvant ici l'expression de Nos remerciements les plus sincères.

Et je tiens particulièrement a remercier Monsieur HALIMI Rafik mon encadreur qui m'as trop aidé et enrichie de ses connaissances dans le domaine des ultra-sons, ainsi que je remercie toute personne ayant participé au groupe du travail et qui m'ont accueilli et aidé dans l'élaboration des plaques au niveau de l'atelier « composite et plastique »

Nos sincères remerciements vont aussi à monsieur le président et Messieurs les Membres du jury pour avoir expertisé notre travail et nous avoir honorés par leurs présences.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail, aux êtres les plus chers, et à qui je dois reconnaissance et Dévouement et en qui je ne cesserai de remercier A savoir :

Mes parents, Mes sœurs et tous les membres de ma famille.

A tous les amis qui m'ont soutenu durant tout Mon cursus universitaire et avec lesquels j'ai partagé des moments inoubliables.

A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin A l'élaboration de ce mémoire de fin d'études.

Enfin à vous qui prenez la peine de lire ce mémoire.

Résumé

Comme tous les matériaux utilisés dans l'industrie, les matériaux composites doivent être caractérisés et contrôlés afin de répondre à des règles de qualité et de sécurité souhaitées. Quoique leurs propriétés anisotropes et viscoélastiques leur confèrent un caractère particulier et complexe. La plupart des éléments utilisés dans l'industrie aéronautique par exemple, sont des structures minces de grande surface que l'on cherche à contrôler. En effet, les techniques classiques de contrôle non destructif par ultrasons telles que l'échographie, demeurent longues. C'est pourquoi, les ondes de Lamb sont les plus performantes pour le contrôle de ces structures. Ces ondes ont l'avantage de mettre en vibration la totalité de l'épaisseur de la plaque et offrent ainsi, la possibilité de détecter des défauts en surface ou internes quelle que soit leur profondeur. Le travail présenté dans ce mémoire comprend la détection des défauts de géométrie simple. Les matériaux étudiés sont des plaques relativement minces, il s'agit d'un seul type de structures composites aéronautiques à matrice polymère stratifié carbone époxy et verre époxy. Un dispositif expérimental a été mis au point afin de générer et de détecter des ondes de Lamb par contact à l'aide de transducteurs piézo-électriques. La comparaison d'un signal de référence, c'est-à-dire d'un signal enregistré lorsque l'onde traverse une zone saine, et d'un signal ayant subi des modifications liées à l'interaction avec un défaut, doit rendre compte de la présence d'un endommagement dans la structure, de le localiser et d'en estimer l'ampleur. Finalement, afin de tenir compte de l'atténuation résultant de nombreux phénomènes plus ou moins complexes tels que la viscoélasticité anisotrope et la dispersion auxquels nous serons confrontés dans le cas d'un composite, des mesures de la vitesse d'énergie et l'atténuation pour différentes fréquences sont effectuées.

Abstract

Like all materials used in industry, composite materials must be characterized and controlled in order to meet quality requirements and desired security. Whatever their anisotropic and viscoelastic properties of their give special and complex character. Most of the components used in the aerospace industry, for example, are thin structures of large area which it is desired to control. Indeed, conventional techniques nondestructive ultrasonic testing such as ultrasound remain long. Therefore, the Lamb waves are the most effective for controlling these structures. These waves have the advantage to vibrate the entire thickness of the plate and thus offer the possibility of detecting surface defects or internal whatever their depth. The work presented in this paper studies the interaction of the fundamental mode of Lamb (S_0) with different types of simple geometry defects. The materials studied are relatively thin plates, it is a single type of aeronautical laminated composite structures epoxy polymer carbon and glass epoxy matrix. An experimental system was developed to generate and detect the Lamb waves in contact with piezoelectric transducers. Comparing a reference signal, i.e. a recorded signal when the sound wave passes through an area, and a signal having undergone changes related to the interaction

with a defect must make account the presence of damage in the structure, to locate and estimate the magnitude. Finally, to reflect the mitigation resulting from many more or less complex phenomena such as anisotropic viscoelasticity and dispersion facing us in the case of a composite, measures the speed of energy and mitigation for different frequencies are made.

ملخص

مثل جميع المواد المستخدمة في الصناعة، والمواد المركبة يجب أن تتسم والتحكم من أجل تلبية متطلبات الجودة والأمان المطلوبة. أيا كان متباين الخواص وممتلكاتهم اللزجة من طابعها خاص ومعقد العطاء. معظم المكونات المستخدمة في صناعة الطيران، على سبيل المثال، هي هياكل رقيقة من المنطقة الكبيرة التي هو المطلوب للسيطرة. في الواقع، التقنيات التقليدية اختبار غير تدميري بالموجات فوق الصوتية مثل الموجات فوق الصوتية لا تزال طويلة. ولذلك، فإن موجات الحمل هي الأكثر فعالية للسيطرة على هذه الهياكل. هذه الموجات لديها ميزة ليهتز سمك كامل من لوحة، وبالتالي توفر إمكانية الكشف عن العيوب مع أنواع (S0) السطحية أو الداخلية أيا كان عمقها. العمل المقدم في هذه الورقة بدراسة التفاعل بين الوضع الأساسي لامب مختلفة من العيوب هندسة بسيطة. المواد المدروسة هي لوحات رقيقة نسبيا، بل هو أنواع واحدة من الطيران هياكل المركب مغلفة الكربون الايبوكسي البوليمر ومصنوفة زجاج الايبوكسي. وقد تم تطوير نظام تجريبي لتوليد وكشف موجات حمل في اتصال مع محولات كهروضغطية. مقارنة إشارة مرجعية، أي إشارة سجلت عندما تمر موجة الصوت عبر منطقة، وإشارة بعد أن تعرضت لتغيرات تتعلق التفاعل مع وجود خلل يجب جعل حساب وجود أضرار في هيكل، لتحديد وتقدير حجم. وأخيرا، لتعكس التخفيف الناتجة عن العديد من أو أقل من الظواهر المعقدة مثل زوجة مطاطية متباين الخواص والتشتت التي تواجهنا في حالة وجود مركب، يقيس سرعة الطاقة والتخفيف من أثارها لتتم ترددات مختلفة

Introduction générale

Depuis les débuts de l'histoire de l'aéronautique l'homme n'a cessé de chercher de meilleures performances qui visent à trouver une solution aux problèmes liés au poids d'un avion l'ennemi numéro un de l'aviation, jusqu'à ce que la technologie des matériaux composite apparaisse.

Le développement des composites modernes est du essentiellement aux besoins de plus en plus poussées de l'industrie Aéronautique, et dans de nombreux secteurs tel que, Aérospatial, la construction navale, travaux maritimes, défense, sport.

Les constructeurs d'avions commerciaux utilisent les matériaux composites dans les avions de transport depuis plusieurs décennies, en 1938, l'avions Morane 406 (FRA) utilisait des panneaux sandwichs avec une âme en bois contreplaqué et des revêtements en alliage léger, en 1943 , on utilisait un longeron et des pièces de fuselage en composite fibres de chanvre / résine phénolique sur l'avion Spitfire (G.B) , on utilise le composite verre / résine à partir de 1950 ,associé au nids d'abeilles , il permettra de réaliser des carénages de formes complexes , introduction du composite bore /époxyde à partir de 1960 , avec un faible développement depuis, installation de pièces de structure en carbone/époxyde à partir de 1970 , utilisation du composite kevlar / époxyde à partir de 1972.[1]

Et depuis 2011, des avions commerciaux de grande capacité construits majoritairement en composite rentrent en opération, c'est le cas de l'airbus A380 , qui contient plus de 20% de matériaux composites , puis l'airbus A350 avec un pourcentage de 50% , Par contre le Boeing 787 (dreamliner). A la base, ce projet, devait être réalisé qu'avec des matériaux composites. Néanmoins le constructeur américain a bien vu qu'il n'était pas encore possible de réaliser un tel projet car les matériaux composites ne sont pas encore tout à fait au stade de développement suffisant pour réaliser ce genre de projets. Il reste encore des inconvénients et des imperfections qui font qu'il est impossible de réaliser une structure entièrement en composites.

Le monde de l'industrie aéronautique s'inquiète de l'état de connaissance de cette technologie appliquée à l'aviation commerciale, et du niveau de préparation des autorités de l'aviation civile à cette transition technologique , les autorités de l'aviation américaines et européennes sont en train de prendre des mesures de manière à répondre à tous les défis de sécurité liés a l'utilisation du composite dans le monde aéronautique , afin de garantir cette sécurité , des techniques de contrôle non destructif (NDT) ont été développées afin de faire un diagnostic détaillé sur l'état de santé de ces matériaux durant leur cycle de vie. Ces matériaux doivent être entretenus de manière sûre et économique afin d'éviter les dégâts que peut engendrer un dommage et de prolonger donc la durée de vie de la pièce.

Problématique:

Les matériaux composites en fonction de leurs constituants, présentent un grand nombre d'intérêt, de bonnes propriétés mécaniques et chimiques, les classent parmi les matériaux les plus

performants jamais existé, d'une autre part ces matériaux nécessite une bonne connaissance de leur comportement mécanique et environnemental. la structure composite doit être maintenue en état de sécurité a chaque instant, On veut par cette étude présenter l'intérêt de l'utilisation de ces matériaux dans le domaine aéronautique ainsi que de montrer la faisabilité du contrôle et de détection des dommages par la technique ultrasonore .

De cette problématique découlent des questions secondaires :

- Qu'est qu'un matériau composite ? pour quoi l'utilise-t-on dans l'industrie aéronautique ?
- Pourquoi est-il nécessaire de garder ce matériau dans un état de surveillance intense ?
- Quel est l'intérêt de l'utilisation des ondes ultra sonore ou ondes de Lamb en particulier dans le contrôle ?

Objectif de la recherche:

L'objet de cette étude :

Dans le transport aérien , le suivi de l'état structurel des aéronefs est primordial dans la mesure ou la sécurité des vols et donc des passagers est le souci premier des fabricants , des compagnies aériennes et des partenaires réalisant la maintenance , des normes et des procédures de contrôle des aéronefs ont été défini afin de garantir l'intégrité des structures, donc, L'objet de cette étude est de présenter l'intérêt d'utilisation des matériaux composite dans le domaine aéronautique, la caractérisation de ces matériaux, et de montrer la faisabilité de détection de dommage par ondes ultrasonores .

Organisation du travail :

On a choisi de scinder ce document en quatre chapitres en commençant par une introduction comme présentation du cadre de la recherche et en concluant par une synthèse, en projetant les jalons d'une perspective.

L'objectif du **premier chapitre** est de présenter les deux organismes d'accueil dans lesquels les deux stages sont déroulés et qui ont bien participé à la réalisation de ce projet de fin d'étude.

Nous entamons le **deuxième chapitre** par une partie consacrée à la présentation des matériaux d'études ainsi que la description des différentes techniques d'élaboration, l'étude du comportement mécanique.

Le troisième chapitre sert à définir les principes fondamentaux de l'évaluation non destructive par ondes ultrasonore Nous présentons dans le dernier chapitre (**quatrième chapitre**) nos principaux résultats et leurs interprétations .En se basant en 1^{er} lieu sur la caractérisation de ces matériaux de nature et dimension différentes, ensuite la mesure d'atténuation et en dernier le contrôle et détection de dommages artificiels. Enfin une conclusion générale dans laquelle nous mettons en évidence les points essentiel de la présente étude.

Chapitre I: Présentation des organismes d'accueil

Introduction

Le stage est une étape essentielle de notre parcours de formation. Cette expérience nous permet de nous familiariser avec l'univers professionnel et d'appliquer nos connaissances théoriques mais aussi de valider et de préciser notre projet professionnel ou encore de prendre des contacts pour se constituer son réseau professionnel. Faire un stage nous permet de consolider nos compétences professionnelles et de faciliter notre insertion professionnelle.

À l'heure où l'insertion professionnelle devient un enjeu pour les institutions de l'enseignement supérieur, notamment dans le choix des parcours de formation, l'analyse des effets des stages réalisés pendant les études supérieures prend toute sa valeur. Le stage donc crée des liens entre l'université et l'emploi.

Présentation des stages effectués

Le stage global se divise en deux parties :

- ❖ Premier stage effectué à la compagnie aérienne air Algérie
- ❖ Deuxième stage effectué au centre de recherche et technologie industriel .Ces deux organismes seront présentés dans ce chapitre, ainsi que le travail effectué et les connaissances acquises.

I.1. La compagnie aérienne « Air Algérie »

I.1.1.Présentation de la structure d'accueil :

Air Algérie est la compagnie aérienne nationale algérienne. Elle fut créée en 1947, quand fut constituée la Compagnie Générale de Transport (C.G.T.), dont le réseau était principalement orienté vers la France. Air Algérie opère depuis l'Aéroport Houari Boumediene d'Alger des vols vers 28 pays en Europe, en Afrique, en Asie, en Amérique du Nord et au Moyen- Orient. Elle dessert également 32 destinations sur le territoire algérien. Elle est membre de l'Association internationale du transport aérien, de l'Arab Air Carriers Organisation et de l'Association des Compagnies Aériennes Africaines. Air Algérie est une société par actions au capital de 43 milliards de dinars algériens (environ 173 millions d'euros) détenue à 100% par le gouvernement algérien.

Le rôle essentiel de l'entreprise "Air Algérie" dans l'activité économique est considéré dès le lendemain de l'indépendance comme instrument privilégié de l'exercice de la politique économique du pays qui devait permettre à l'Algérie de développer et réaffirmer la coopération commerciale et culturelle avec ses partenaires.

Du niveau national, la principale préoccupation des pouvoirs publics consistait à promouvoir l'avion de façon à répondre à plusieurs aides géographiques, économiques, sociales et touristiques. [2]

Fiche technique

AIR ALGÉRIE	
 <p>Always caring for you</p>	
AITA	OACI
AH	DAH
Indicatif d'appel	
AIR ALGÉRIE	
Repères historiques	
Date de création	15 mars 1947
Généralités	
Basée à	Aéroport d'Alger - Houari Boumédiène
Programme de fidélité	Air Algérie Plus
Taille de la flotte	55
Nombre de destinations	74
Siège social	Alger  Algérie
Filiales	Air Algérie Cargo
Dirigeants	Mohamed Abdou Bouderbala (PDG)
Site web	airalgerie.dz
Données financières	
Chiffre d'affaires	▲ 700 million € (2015) ¹
Résultat net	▼ 36.2 million € (2011) ¹

I.1.2. Activités :

Le réseau couvert par Air Algérie est de 96 400 km. Plus de 3 000 000 de passagers et près de 20 000 tonnes de fret sont transportés chaque année par la compagnie.

Le réseau international - quarante-cinq villes desservies dans trente pays en Europe, Moyen-Orient, Maghreb, Afrique et Amérique(Canada) - est adossé à un réseau domestique reliant 31 villes. Air Algérie a produit près de 5 milliards de sièges-kilomètres offerts (SKO) et a réalisé 3,3 milliards de passagers-kilomètres transportés (PKT). Le groupe possède 150 agences réparties en Algérie et à l'international. En 2010, Air Algérie a transporté 3,5 millions de passagers.

La compagnie s'adresse aux longs courriers : Une ligne Alger-Montréal est en service depuis le 15 juin 2007. À partir de février 2009, Elle relie Alger à Pékin à bord d'un Airbus A330- 200. [2]

I.1.3.Moyens humains d'Air Algérie :

Air Algérie a su investir dans la formation du personnel si bien qu'elle dispose aujourd'hui d'un personnel que d'une nationalité Algérienne. Un personnel de conduite d'aéronefs qui lui confère une grande réputation de sécurité, au-delà la maintenance de sa flotte assurée par ses propres moyens.

Air Algérie compte aujourd'hui un effectif de 9327 employés. Les catégories de son personnel se répartie comme suit [2] :

- +8140 personnels au sol.
- +502 personnels navigants techniques.
- +685 personnels navigants commerciaux.

I.1.4.Moyens matériels d'Air Algérie :

Appareils	En service	Commandes	Passagers					Notes *
			F	C	Y+	Y	Total	
Airbus A330-200	8	—	18	40	—	211	269	JV JW JX JY JZ
				18	14	219	251	JA JB JC
ATR 72-500	12	—	—	—	—	66	66	
ATR 72-600	3	—	—	—	—	68	68	UT UV UW
Boeing 737-600	5	—	—	16	—	85	101	JQ JR JS JT JU
Boeing 737-700C	—	2	TBA					
Boeing 737-800	18	7	—	24	—	120	144	JO JP KA KB KC
				16	—	132	148	KD KE KF KG KH KI KJ
				48	—	114	162	JJ JK JL JM
				—	—	162	162	JN
Boeing 767-300	3	—	24	32	—	197	253	JG JH JI
			—	24	—	229		
Cargo :								
Lockheed L-100-30T	1	—	NC					
Total	50	9						

- * consulter le glossaire pour le détail sur l'alphabet aéronautique.

I.1.5.Objectif d'Air Algérie :

Les objectifs d'Air Algérie sont connus selon les principaux points suivants [2] :

- Favoriser la mobilité sociale à travers le territoire national en mettant l'avion à la portée de tout le monde.
- Satisfaire d'une manière ponctuelle et régulière les demandes de la clientèle.

Fidéliser la clientèle et améliorer la qualité de service (confort, sécurité, hygiène...etc.).

3. Améliorer l'image et la réputation de la compagnie.
4. Augmenter les parts du marché.
5. Contribuer à l'équilibre régional.

I.1.6.Missions d'Air Algérie :

La mission principale de l'entreprise de transport et de travail aérien est le transport des passagers, bagages, frets et courriers dans les conditions optimales de confort et sécurité.

Ses missions principales sont [2] :

- L'exploitation des lignes aériennes internationales dans le cadre des conventions et accords internationaux.
- L'exploitation des lignes intérieurs et internationales en vue de garantir le transport public régulier et non régulier des personnes, de bagages, des frets et de courriers.

- La vente et l'émission de titres de transport pour son compte ou pour le compte d'autres entreprises de transport.
 - L'achat de la location d'aéronefs.
 - Le transit, les commissions et les consignations, la présentation, l'assistance commerciale et toute prestation en rapport avec son sujet.
 - Avitaillement des avions dans les conditions fixées par le ministère de transport, l'entretien, la réparation, la révision et toutes autres opérations de maintenance des aéronefs et équipements pour son compte et le compte des tiers.
7. La gestion et le développement des installations destinées aux publics, et aux opérations de fret.
8. L'exploitation et la gestion des installations en vue de promouvoir les prestations commerciales au niveau des aérogares.
9. L'obtention de toutes les licences sur le vol, et d'autorisation d'états étrangers.

Base de maintenance :

Présentation de la base :

L'idée du projet remonte aux années 80. Air Algérie avait compris qu'il valait mieux investir pour avoir sa propre base de maintenance que d'injecter de l'argent pour réparer et entretenir ses avions. Une opération qui coûte excessivement cher. Il faut savoir que les opérations de maintenance et de réparation représentent la plus grosse enveloppe budgétaire de la compagnie publique, soit une proportion qui avoisine les 70% du budget global d'Air Algérie.

Deux types d'entretien sont habituellement assurés par les bases de maintenance. Il s'agit d'abord de la maintenance dite « en ligne » qui intervient pendant l'exploitation des avions. Le second type de maintenance et/ou de réparation est appelé « entretien planifié ». Celui-ci nécessite généralement l'acheminement des aéronefs vers la base de maintenance et de réparation [3]. La base de maintenance qui deviendra en juillet 2016, une filiale à part entière, inaugurée par le Président de la République en 2003 emploie 1.250 personnes. Inscrite dans le Cadre du plan de développement de la compagnie air Algérie, la base de maintenance dispose d'un grand hangar de 260 mètres de long et 70 mètres de profondeur pouvant accueillir 12 avions de différents types, considéré comme le 2e plus grand centre de maintenance en Afrique. Elle prend en charge chaque année toute la flotte d'Air Algérie qui représente 50 Avions en sus des 8 nouveaux appareils de type 737 NG qui seront réceptionnés dans le cours

De cette année ainsi que les flottes de tassili Airlines et la protection civile, chef de division Maintenance et réparation des aéronefs. Et d'ajouter que la base de maintenance enregistre annuellement 250 chantiers uniquement pour la compagnie nationale et une vingtaine pour les autres compagnies aériennes

Visites de maintenance des avions :

Les constructeurs (Boeing et Airbus, et les autres) imposent aux compagnies aériennes des visites techniques régulières obligatoires, baptisées A, B, C et D, correspondant à un nombre donné d'heures de vol ou à une durée de vie estimée d'un appareil donné. Ces visites S'effectuent selon un rythme déterminé par les constructeurs.

Les quatre types de visite

Les opérations de maintenance et de réparation varient selon le modèle ou la famille de modèles. Aux quatre types de visite on ajoute parfois la visite dite de pré-vol, effectuée par le commandant ou le copilote avant le vol pour voir s'il n'y a pas de dégâts visibles extérieurement. En anglais on parle de Daily check (« visite quotidienne ») mais dans les faits elle a besoin d'être effectuée non pas quotidiennement mais au bout de 24 à 60 heures de vol.

Visite de type A

Cette opération (en anglais *A-check*) intervient environ tous les mois ou toutes les 500 Heures de vol. Elle est effectuée généralement en une nuit dans une enceinte de l'aéroport.

L'occurrence de la visite varie selon le type d'aéronef, le nombre de cycles (1 décollage et 1 Atterrissage), ou le nombre d'heures de vol depuis la dernière visite. La cabine est vérifiée minutieusement et on procède aux changements d'huile et au contrôle des filtres.

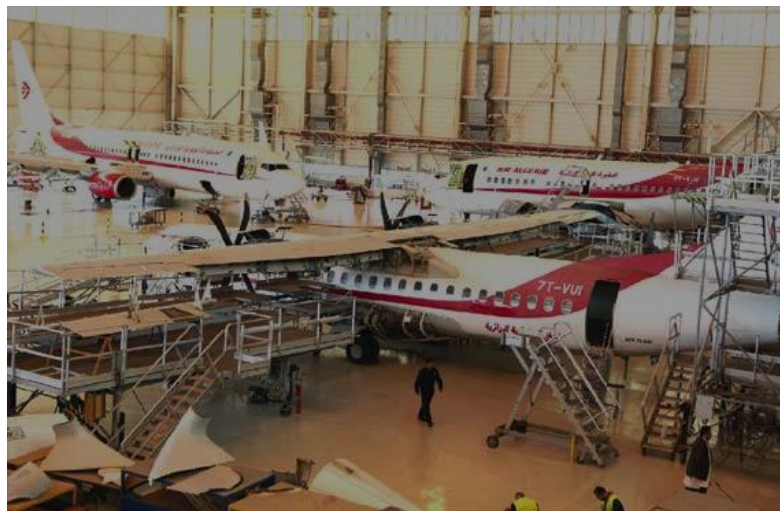


Figure I : le hangar de la base de maintenance d'Air Algérie

Visite de type B

Cette opération (en anglais *B-check*) se fait environ tous les 3 mois. La visite est généralement effectuée en une nuit dans une enceinte de l'aéroport. Tous les systèmes, comme les équipements de secours et les blocs de navigation, sont examinés. La visite de type B tend à être abandonnée au profit de celle de type A ou de celle de type C.

Visite de type C

Cette opération (en anglais *C-check*) se fait environ tous les 12-18 mois ou en fonction d'un nombre précis d'heures de vol effectives défini par le constructeur. Cette visite dure une semaine. L'appareil étant mis hors service, il faut beaucoup d'espace, le plus souvent un hangar de maintenance. La structure entière de l'avion est passée au peigne fin. Le fuselage est passé aux ultrasons pour détecter d'éventuelles fissures. Les pièces importantes du moteur sont vérifiées ainsi que les câblages. Tous les instruments du cockpit doivent fonctionner parfaitement.

Visite de type D

Cette opération (en anglais *D-check*) est également connue sous le nom de « grande visite » (en anglais *overhaul check*) ou de « visite de maintenance lourde » (en anglais *heavy maintenance check*). Elle s'effectue environ tous les 4-5 ans. Elle nécessite plus de temps et d'espace que les

autres types et doit être exécutée dans un hangar de maintenance. Elle dure au minimum 2 semaines, parfois jusqu'à 2 ou 3 mois en fonction du type d'appareil, de son âge et du nombre d'heures de vol. Les compagnies en profitent généralement pour installer les dernières améliorations apportées par les constructeurs. L'appareil est alors immobilisé au sol pour une longue période, au cours de laquelle tous ses composants sont inspectés et réparés si nécessaire. Une visite de type D de gros porteur comprend généralement l'exécution de quelque 10 000 à 15 000 tâches complexes, précises, et rigoureusement réglementées. L'appareil est désossé complètement pour contrôler systématiquement tous ses organes, y compris la moindre parcelle de sa structure. Cette visite coûte plusieurs millions d'euros.

Planification

La planification des visites varie selon le pays, l'avion, la compagnie, etc. Certaines compagnies comme Air Algérie intègrent la visite D (qui nécessite la dépose des pièces) dans la visite C, si bien que cette dernière est un peu plus longue, cette visite est porte le nom de *check C8*. Cela évite de laisser l'avion hors service durant 2 ou 3 mois pour la visite D.

Exécution

La fonction de maintenance est assurée par des entreprises d'ingénierie en maintenance et réparation pouvant appartenir à la compagnie aérienne, ou bien constituer une société indépendante chargée d'exécuter la maintenance périodique définie par les constructeurs.

Les différents ateliers de la base de maintenance :

La base de maintenance d'Air Algérie se compose de plusieurs ateliers travaillant en Collaboration pour assurer la maintenance des aéronefs.

Atelier structures et cellules :

Cet atelier doit, entre autres, assurer l'aérodynamisme en continu du fuselage. Ce dernier constitue le point d'attache de la voilure et de l'empennage ainsi que, fréquemment, le Train d'atterrissage. Il peut aussi contenir toute partie du groupe motopropulseur.

Sa fonction primaire étant d'éviter la trainée aérodynamique et d'assurer en partie la stabilité de l'appareil et malgré sa structure, notamment en alliage d'aluminium 70-75 T6 malléable et 20-24 T3 qui sont très malléable. Il est toutefois soumis à plusieurs types d'anomalie, à titre d'exemple :

- Les criques de fatigue.
- La corrosion due au mauvais drainage.
- L'impact par des corps étrange qui sont très fréquemment les ciseaux ou les escabeaux.
- L'impact dû à la foudre.

Pour contrer l'ensemble de ces anomalies, l'atelier structure s'attelle à utiliser plusieurs Techniques de réparation qui aboutissent, très souvent, à un mode de fixation particulièrement utilisé en aéronautique, qui est le rivetage.

Personnel de l'atelier structures et cellules :

Cet atelier qui travaille de manière permanente, notamment sur chantier, est assuré par une soixantaine (60) de personnes, sous la tutelle d'un chef d'équipe et un chef d'atelier.

Atelier composite et plastique :

L'atelier composite constitue une révolution industrielle et de manière particulière, Pour le domaine aéronautique, les formations lancées en la matière, dès 1990, par Boeing, permis à Air Algérie d'intégrer en 2004 un atelier composite totalement autonome. Cet atelier intervient dans un cadre large sur la partie fuselage de l'appareil et plus particulièrement au niveau des stabilisateurs, de la gouverne et des bords d'attaque des ailes.

Toutefois, ses actions ne concernent qu'un type d'endommagement précis à savoir :

Les dents (impact mineur), ce qui explique son étroite collaboration avec l'atelier Structure qui, lui, prend en charge, actuellement, les anomalies majeures. Il intervient aussi dans le cadre d'un dépannage à savoir :

Une réparation provisoire pour pouvoir rapatrier l'avion dans des conditions de sécurité optimale avant de passer à la réparation définitive.

Personnel de l'atelier composite et plastique :

C'est un atelier qui travaille en permanence avec un personnel composé de 12 techniciens supérieurs et d'un chef d'atelier.

Atelier mécanique générale :

Tout comme la majorité des ateliers, la mécanique générale fait partie de la chaîne d'engrenage « maintenance ». Son rôle primaire étant exécutif, il fait ainsi office d'outil pour les autres ateliers. Travaillant en étroite collaboration avec l'atelier structure, l'atelier s'attèle à l'usinage de bon nombre de pièces complexes suivant les gammes d'usinage qu'il reçoit.

Il dispose de quinze (15) techniciens spécialisés chacun dans son domaine qui se subdivise en trois équipes sous la tutelle de chefs d'équipes et sous l'autorité d'un chef d'atelier. Les équipes se relaient continuellement afin de faire de façon optimale à toute éventuelle demande.

Atelier NDT (non destructive testing) :

En égard à l'importante charge de responsabilité qui pèse sur cet atelier et à son

Étroite liaison avec la quasi-totalité des autres ateliers, le passage par ce dernier est une phase obligatoire du stage.

Sa mission, primordiale réside principalement dans l'exécution des différents tests non destructifs de recherche qui permet la localisation des défauts divers (craques, replis...) existant au niveau de l'avion. Les travaux les plus récurrents sont le contrôle des jantes des roues ; des atterrissages, des rotors et stators, des plaques de poussées et du conditionnement de l'air de l'avion. Les tests mis en œuvre :

- La magnétoscopie.
- Le ressuage.
- Le courant de Foucault.
- Les rayons X.
- Le test métrologique.

Personnel de l'atelier :

Cet atelier comprend un chef d'atelier et huit (08) contrôleurs certifiés 2 qui leur permet une grande liberté de travail. A noter que le niveau maximal de certification est de 3.

La particularité de cet atelier se rapporte à la qualification continue exigée du personnel technique, le renouvellement de sa certification se doit toutes les cinq (05) années pour les contrôleurs visés ci-dessus.

Le bureau technique :

C'est l'ex ingénierie qui en 2003 s'est restructurée et rebaptisée par l'entreprise française SOGERMA « bureau technique ».

Il en existe deux au sein de la base technique Air Algérie :

L'un concerne la partie mécanique en générale à savoir les domaines de la structure, des composites et de la mécanique générale.

Le second concerne plutôt les domaines électriques et électroniques.

Le rôle du bureau technique est entre autres de faire face aux anomalies diagnostiques au niveau de l'appareil en sélectionnant et validant les procédures de maintenance dont les bases sont définies sur les documents constructeurs et ce afin de les transmettre à leurs ateliers respectifs. Ce qui atteste donc de la grande responsabilité qu'endosse le personnel qui y travaille. **Le nombre de personnes travaillant dans ce bureau est de onze (11) ingénieurs répartis selon leur domaine de compétence**

Le déroulement du stage :

Le travail observé :

Le but du stage effectué au sein de la compagnie n'a pas été fixé essentiellement sur l'élaboration des plaques composites mais aussi sur l'analyse de la nature du travail des techniciens, les conditions de travail ...ex.

Ce paragraphe résume le travail effectué durant la période du stage.

On a assisté à différentes inspections faites sur différentes parties de l'airbus A330, les anomalies que cherche l'équipe de l'atelier structure sur l'avion sont généralement de la corrosion, des criques, des dents, ...etc.

Plusieurs anomalies de ce genre ont été trouvées, parmi ces dernières je cite :

Une crique trouvée à l'intérieure du stabilisateur horizontal du Boeing B767 qui se provoquait à cause de la concentration des charges autour d'une fixation comme c'est montré dans la figure I.2

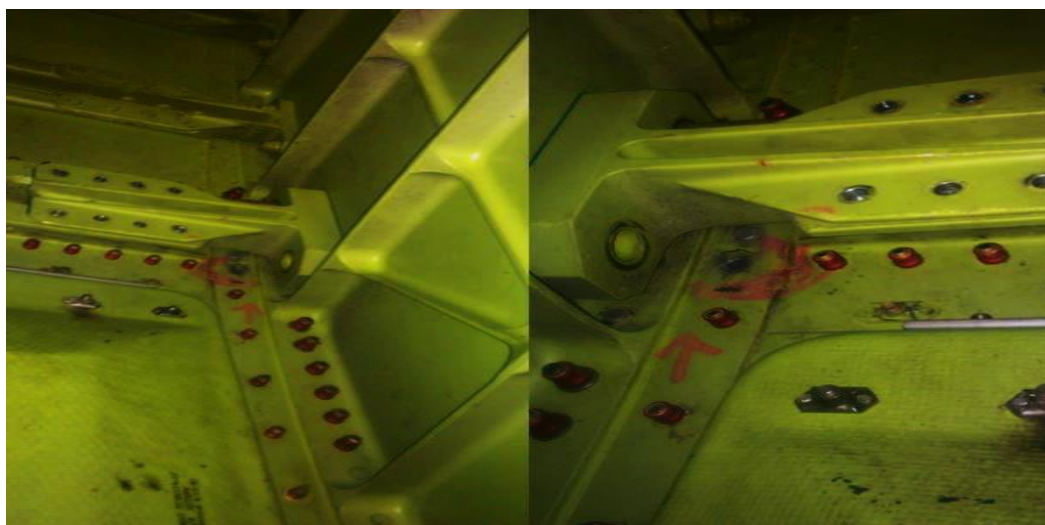


Figure I.2 : crique au niveau de stabilisateur horizontal

De la corrosion trouvée derrière les fixations des portes des cabinets sanitaires de même avion du à l'humidité excessive dans cet endroit venant de la négligence des passagers ou l'équipe de bord. (Voir figure I.3)



Figure I.3 : détection de corrosion au niveau des portes des cabinets sanitaires

On a eu la chance d'assister à une modification sur l'Airbus A330-200. Cette modification venait pour renforcer les fixations du stabilisateur vertical au fuselage, en rajoutant un profilé de chaque côté de ces fixations sur les deux côtés gauche et droit de l'empennage. (Voir figure I.4)

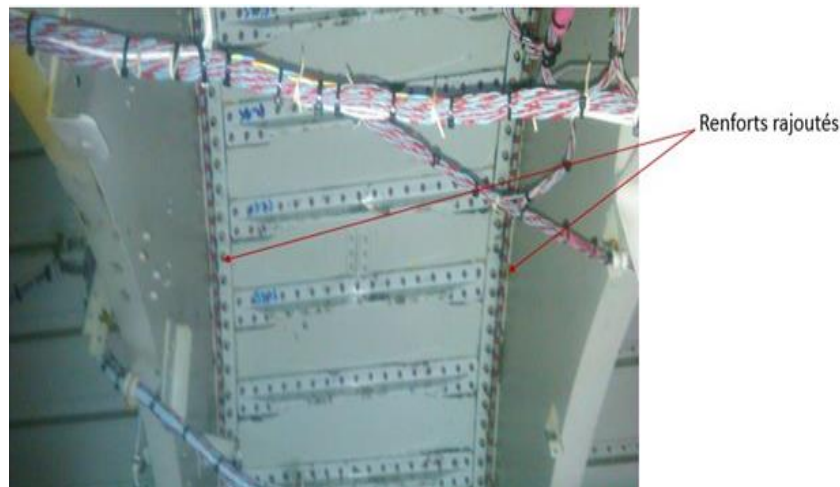


Figure I.4 : la modification appliquée sur un Airbus A330-200

Le travail Effectué :

Elaboration des plaques

Les quatre pièces ont été réalisées avec la technique de moulage sous vide, on va détailler cette technique dans le second chapitre ainsi que le quatrième chapitre :

- Plaque composite (verre/époxy) en quatre (4) plis
- Plaque composite (verre/époxy) en huit (8) plis

- Plaque composite (verre/époxy) en douze (12) plis
- Plaque composite (carbone/époxy) en huit (8) plis

I.2. Centre de recherche et technologie industriel « CRTI »

I.2.1.Présentation :

Le Centre de Recherche Scientifique et Technique en Soudage et Contrôle (CSC), est un Établissement Public à caractère Scientifique et Technologique (EPST). LE CRTI, ex-CSC, compte un potentiel humain de 750 fonctionnaires dont 300 chercheurs permanents, 200 appartenant au personnel technique et 150 experts et ingénieurs relevant de la filiale CSC Expertise Spa. Par ailleurs, le centre dispose de plusieurs structures de recherche et de valorisation à travers le territoire national. Avant d’acquérir le statut d’EPST, le centre est passé par différentes phases d’évolution, en partant de la création du laboratoire de soudage et de contrôle non destructif (LSCND) en 1985 jusqu’à la création d’un centre de recherche de dimension nationale en 1992. Le CRTI, ex-CSC, a reçu pour mission générale de mettre en œuvre les programmes de recherche nécessaires au développement des technologies de soudage et de contrôle destructif et non destructif. Près de trente ans plus tard, cette mission conserve toute son actualité. Cependant, au fil des décennies, le contenu des missions du centre a évolué et s’est enrichi ce qui a nécessité la redéfinition des missions et le changement de la dénomination du centre. A ce titre, le centre est désormais dénommé Centre de Recherche en Technologies Industrielles (CRTI). Le CRTI est chargé notamment [4] :

- de réaliser les projets de recherche nécessaires au développement des technologies industrielles, notamment les techniques d’assemblage, le contrôle non destructif et la corrosion ;
- d’organiser, développer et promouvoir l’assurance qualité et le contrôle qualité des installations industrielles ;
- de développer et contribuer à la réalisation des recueils, normes et standards relatifs aux technologies d’assemblages, du contrôle non destructif des installations industrielles et de la corrosion des matériaux métalliques ;
- de perfectionner, vérifier et utiliser les équipements de soudage, de contrôle non destructif, d’analyse et de mesure ;
- de développer la recherche appliquée dans le domaine de la sidérurgie et métallurgie, telle que l’élaboration et la caractérisation des aciers et alliages spéciaux;
- de maîtriser et de développer la mécatronique et la maintenance appliquée aux installations industrielles ;
- de développer des programmes de recherche dans l’élaboration, la caractérisation et l’étude du comportement des matériaux non métalliques tels que les composites, les céramiques, etc. ;
- de développer des programmes de recherche dans la technologie du traitement de surface des matériaux et leurs applications.

Actuellement, le CRTI, dont le siège central est situé à Chéraga, Alger, compte six divisions de recherche et dispose de :

- l’Unité de Recherche en Sidérurgie Métallurgie (URASM) située dans l’enceinte du complexe sidérurgique Arcelor-Mittal d’El-Hadjar/Annaba, avec trois divisions de recherche;

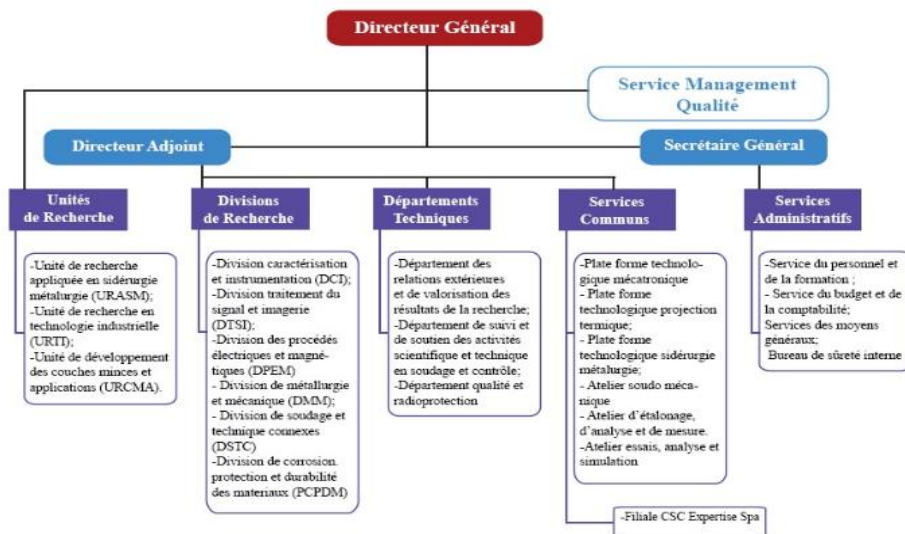
- l'Unité de Recherche en Technologie Industrielle (URTI) située sur le campus de l'Université Badji Mokhtar à Sidi Amar/Annaba, avec deux divisions de recherche;
- l'Unité de Développement des Couches Minces et Applications située dans la zone industrielle de Sétif, avec deux divisions de recherche ;
- la plate-forme technologique mécatronique située dans la zone industrielle de Bou Ismail/Wilaya de Tipaza ;
- la filiale CSC-Expertise Spa située dans la zone industrielle de Bou Ismail de la Wilaya de Tipaza.

A l'échelle africaine, le centre se distingue tout particulièrement dans le domaine du contrôle non destructif (CND) en occupant le rang de leader. S'agissant des résultats de la recherche, le centre a produit plusieurs brevets et de nombreuses publications et communications nationales et internationales. Par ailleurs, la direction générale du centre, consciente des enjeux technologiques et de compétitivité, s'est inscrite dans une démarche qualité de ses laboratoires. Les laboratoires d'essais mécaniques, d'analyses chimiques et d'étalonnage et de vérification CND accrédités selon la norme internationale ISO/CEI 17025, contribuent également de leur côté à l'assistance technique à l'industrie nationale. Véritable support des travaux de recherche, le centre se positionne de plus en plus comme un centre d'appui au développement de l'industrie nationale en travaillant sans relâche à la résolution des contraintes techniques liées au développement scientifique et technique. En outre, notre établissement reste constamment à l'écoute de ses partenaires nationaux et étrangers, de sorte à pouvoir identifier leurs besoins et mettre en œuvre tous les moyens matériels et humains nécessaires pour apporter des solutions efficaces aux problèmes posés dans son domaine de compétence. [4]

Le centre de recherche comporte six divisions :

- Division de caractérisation et d'instrumentation
- Division de corrosion, protection et durabilité des matériaux
- Division de métallurgie et mécanique
- Division de procédés électriques et magnétiques
- Division de soudage et techniques connexes
- Division de traitement du signal et imagerie

Organigramme de CRTI [4]



Activité de recherche de CRTI

- Sidérurgie et Métallurgie
- Contrôle Non Destructif (CND)
- Corrosion
- Technologie Industrielle Soudage et techniques connexes

I.2.3. Le travail effectué au CRTI

Vu les avantages qu'offre le centre de recherche en terme de technologie et équipements , cela nous a permis de choisir ce centre comme centre d'accomplissement de la dernière étape expérimentale qui est le contrôle des plaques élaboré à « Air Algérie », le contrôle des matériaux composites nécessite des moyens avancés en contrôle non destructif , instrumentations et équipements, des experts en électronique et enfin la chance de manipuler seul et librement sans problème, avec respect au mode d'utilisation des appareils .

Notre travail se présente comme suit :

- ❖ Mesure d'atténuation pour chaque plaque
- ❖ contrôle des dommages artificiels

Appareils et équipements nécessaires :

- Oscilloscope
- Générateur de puissance
- Des capteurs piézo –électrique
- Fréquence (0,5 jusqu'à 5)
- Couplant



Figure I.5 : dispositifs de mesure d'atténuation

Conclusion :

Cette expérience nous a facilité l'accomplissement de notre projet de fin d'études

Ces stages nous a permis d'élargir notre savoir et savoir-faire dans le domaine d'élaboration des matériaux composites, ainsi que celui du contrôle non destructif en abordant la méthode des ultrason.

Chapitre II : Généralités sur les matériaux composites

Introduction :

Parmi les matériaux existants, les composites présentent un attrait industriel indéniable. Ils possèdent d'excellentes propriétés physiques (très rigide, et léger) et chimiques (insensible à la corrosion) au regard de leur masse volumique relativement faible. Ils offrent une grande résistance à la fatigue, un faible taux de vieillissement sous l'action de l'humidité ; de la corrosion ou de la chaleur et sont de plus insensibles à de nombreux produits chimiques (graisses, solvants, peintures...).

L'avènement des matériaux composites a amené une révolution dans plusieurs domaines. Armés de leur faible densité, de leur grande résistance et de leur grande rigidité, il était évident qu'ils allaient s'implanter graduellement dans tous les domaines où ces caractéristiques étaient primordiales. L'aéronautique est un de ces domaines, peut-être même le plus important.

De telles qualités en font des matériaux composites, les plus utilisés dans de nombreux secteurs d'application comme le bâtiment et les travaux publics, les transports (routier, ferroviaire, aéronautique), les sports et les loisirs. Les éléments de structure primaire d'un avion, tels que les caissons de fuselage et de voilure, sont d'autant mieux adaptés qu'ils sont légers et résistants, les appareils subissant les effets de très grandes contraintes mécaniques et thermiques. Les matériaux composites, répondent parfaitement à ces besoins industriels et sont par conséquent utilisés de façon intense dans l'industrie aéronautique. La première réalisation d'une structure vitale (ou primaire) en matériau composite à fibre de carbone, dont la ruine peut s'avérer désastreuse pour la structure, a vu le jour avec la conception de la poutre ventrale de l'A340-600 d'Airbus.

L'utilisation des composites dans l'aéronautique est aujourd'hui indispensable, c'est un véritable challenge pour les avionneurs. L'A380 d'Airbus comporte aujourd'hui près de 25% en masse de matériaux composites (figure II.1), dont le caisson de voilure qui permet notamment d'obtenir un gain de 1,5 tonne en masse en comparaison avec des alliages d'aluminium les plus avancés. L'A350 d'Airbus possédera une aile entièrement réalisée en composites, une première pour un avion civil. Boeing annonce que 50% de la structure primaire (incluant fuselage et ailes) du 787 (Dreamliner) sera réalisée en matériaux composites.

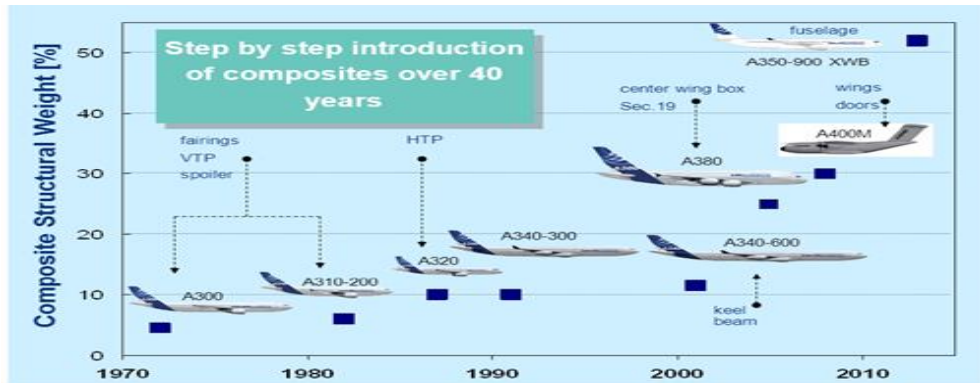


Figure II.1 : l'utilisation des matériaux composites s'étend aux structures primaires

Qu'est-ce qu'un matériau composite ?

Un matériau composite est constitué de différentes phases nommées renforts et matrice.

Lorsque le matériau composite est non endommagé, les renforts et la matrice sont parfaitement liés et il ne peut pas y avoir ni glissement ni séparation entre les différentes phases. Les renforts se présentent sous forme de fibres continues ou discontinues. Le rôle du renfort est d'assurer 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. L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de renforcer les propriétés mécaniques de la structure. Nous étudions plus particulièrement les matériaux composites à renfort fibre longue continue utilisés dans l'industrie nautique, automobile, aéronautique et spatiale. Les pièces structurales sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir. La nature de la résine ou du renfort est choisie en fonction de l'application finale visée.

Nous présentons les différents types de matrices et renforts classiquement employés dans l'industrie

II.1 Matrice

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en grand nombre et chacune à un domaine particulier d'utilisation. Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2200°C peuvent être atteintes. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure II.2 [5]

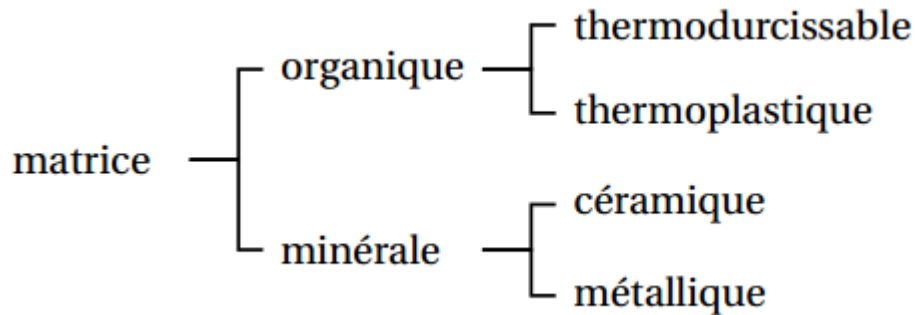


Figure II.2 - Types de matrice

II .1.1 Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes, furaniques) et les résines époxydes sont des résines thermodurcissables. Les exemples de résines thermodurcissables classiquement rencontrées sont 914, 5208, 70, LY556. [6]

Les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau II.1

Tableau II.1 - Caractéristiques des résines thermodurcissables

résines	$T_f(^{\circ}\text{C})$	ρ (Kg/m ³)	$\epsilon_t^R(\%)$	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
polyesters	60 à 100	1 140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2,8 à 3,6
phénoliques	120	1 200	2,5	40	250	3 à 5
epoxydes	290	1 100 à 1 500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

II.1.2 Résines thermoplastiques

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. Les résines thermoplastiques classiquement rencontrées sont PEEK, K3B.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible : ces dernières sont présentées dans le tableau II.2.

Tableau II.2 - Caractéristiques des résines thermoplastiques

résines	$T_f(^{\circ}\text{C})$	ρ (kg/m ³)	$\epsilon_t^R(\%)$	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
polyamide	65 à 100	1 140		60 à 85		1,2 à 2,5
polypropylène	900	1 200		20 à 35		1,1 à 1,4

II.1.3 Additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçantes, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm). Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites. [6]

II.2 Renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes :

Linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus). [6]

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure II.3 :

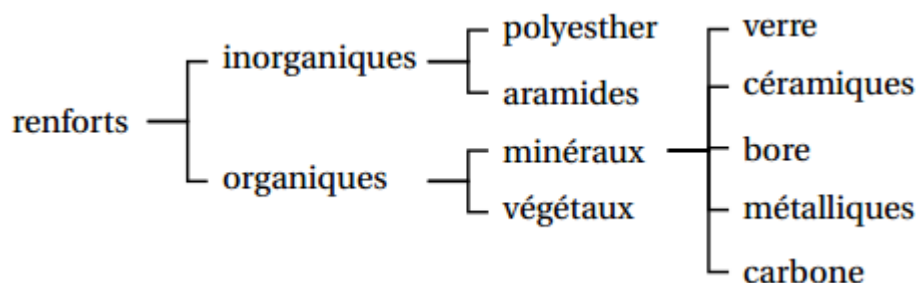


Figure II.3 - Types de renfort

II.2.1 Fibres de verre :

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites.

Pourquoi une si bonne résistance à la fatigue ?

Paradoxe : le verre est un matériau fragile (pas de plastification). la résine est souvent un matériau fragile (époxyde par exemple) .Néanmoins, l'association renfort /matrice constitué par ces deux matériaux fragile s'oppose à la propagation des fissures, et rend le matériau composite résultant remarquablement endurant à la fatigue. [1]

II.2.2 Fibres de carbone

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les fibres *précurseur* utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur.

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitisation. Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J.

II.2.3 Fibres aramides

Les fibres aramides ont des propriétés mécaniques élevées en traction comme les carbones mais leurs résistances à la compression est faible. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à une mauvaise adhérence des fibres à la matrice dans le matériau composite. Pour y remédier, des enzymages des fibres peuvent être utilisés. L'utilisation de composites à fibres hybrides permet également de remédier aux faiblesses des composites à fibres aramides. Des renforts hybrides de type verre kevlar ou carbone kevlar sont largement utilisés dans le domaine des loisirs (ski, raquette de tennis). Quelques exemples de fibres aramides : KEVLAR (Dupont de Nemours, USA), TWARON (Akzo, Allemagne-Hollande), TECHNORA (Teijin, Japon).

II.2.4 Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2 000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions. Quelques exemples de fibres céramiques :

- fibres de Carbure de Silicium
- fibres de Bore
- fibres de Bore carbure de silicium

II.2.5 Caractéristiques mécaniques des fibres

Il existe différents types de fibres. Elles peuvent être scindées en deux groupes, les fibres à haut module et les fibres à haute résistance. Les fibres à haut module ont une résistance faible et celles à forte résistance ont un module faible.

Tableau II.3 - Caractéristiques mécaniques des fibres

renforts	ρ (Kg/m ³)	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
AS4	1 800		3 599	235
T300	1700	1.2	3 654	231
IM6		0,88	1 460	
IM8	1 800		5 171	310
kevlar 49	1 440	2,5	3 620	124
verre E	2 580	3,5	3 450	69

II.3 Exemples

Le choix d'une association entre un renfort et une matrice est très délicat et ce travail reste du ressort des chimistes. En effet, l'interface résultant de l'association intime de deux constituants différents doit avoir de bonnes performances mécaniques. La codification est la suivante : renfort/matrice.. Les exemples d'association entre renfort et résine couramment rencontrés dans l'industrie aéronautique et spatiale sont les suivants :

- composites à fibre de carbone et matrice époxy thermodurcissable : carbone/époxy : T300/5208, T300/914, IM6/914, GY/70 M55J/M18, AS4/ 3501-6
- composites à fibre de carbone et matrice époxy thermoplastique : carbone/polyamide IM7/K3B, cellion C6000/PMR-15, AS4/PEEK (APC-2)
- composite à fibre et matrice carbone : 3D C/C, 3D EVO, 4D C/C
- composite à fibre et matrice céramique : SiC/SiC, Sic/Mas-L
- composites à matrice métallique : SCS-6/Ti-15-3

Les Matériaux composites sont utilisé dans l'industrie sous deux formes ;

II.4 Structures composites stratifiées

Les structures composites stratifiées sont constituées de couches successives de renforts imprégnés de résines. Les couches sont également nommées plis. Les structures stratifiées réalisées à partir de matériaux composites sont constituées d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bidirectionnelles. Ces nappes sont formées de renforts en fibres longues liées par de la résine. Le rôle du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique aux efforts. La résine assure quant à elle la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques. Les pièces structurales sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir.

Les matériaux composites sont modélisés à une échelle intermédiaire entre l'échelle microscopique associée aux constituants de base du composite (le renfort et la matrice) et l'échelle macroscopique liée à la structure. À cette échelle, appelée méso échelle, une structure stratifiée est schématisée par un empilement de monocouches homogènes dans l'épaisseur et d'interfaces inter laminaires. La couche et l'interface sont les deux entités appelées méso constituants, comme illustré sur la figure 1.4, qui forment les bases des modèles dédiés à l'étude des structures stratifiées. L'interface inter laminaire est une entité surfacique assurant le transfert des déplacements et des contraintes normales d'une couche à une autre. En élasticité, les couches sont parfaitement liées et l'interface ne joue aucun rôle particulier. L'étude des composites jusqu'à la phase ultime de la rupture montrera l'utilité d'employer un modèle d'interface pour simuler les phénomènes de délaminage (séparation progressive des couches). [7]

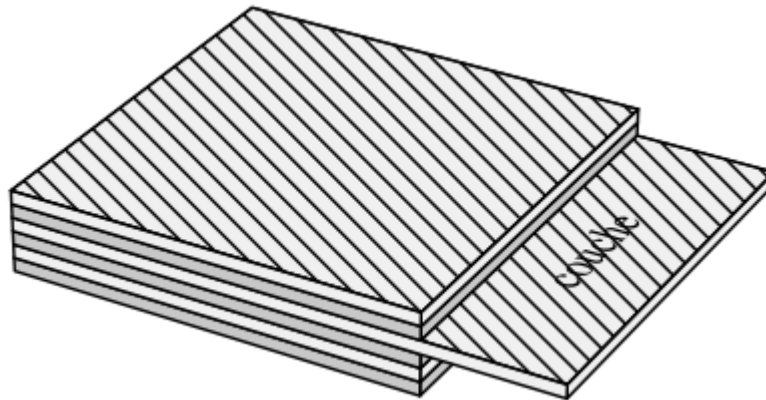


Figure II.4 - Stratifié constitué de couches parfaitement liées

II.4.1 Désignation des structures stratifiées

Les structures stratifiées à base de tissus unidirectionnels sont constituées d'un grand nombre de couches ou plis. L'épaisseur d'une couche dépend de son grammage. L'épaisseur de chacune des couches est généralement très faible, de l'ordre de 0,125 mm pour un matériau carbone époxy de type Aéronautique et 0,3 mm pour ceux qui sont utilisés dans l'Industrie Nautique.

Ces structures stratifiées sont constituées de couches unidirectionnelles avec des fibres orientées de façon différente d'une couche à l'autre afin d'obtenir les propriétés mécaniques souhaitées pour la structure finale.

La désignation des structures stratifiées est délicate car il faut préciser les axes de référence. Un stratifié est codifié de la façon suivante :

- chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degré de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe de référence x . Sur les figures 1.5 (a) et 1.5 (b) les couches sont représentées décalées les unes par rapport aux autres. La structure stratifiée est décrite de bas en haut.
- les couches sont nommées successivement entre crochet en allant de la face inférieure à la face supérieure. Les couches successives sont séparées par le symbole « / » comme l'exemple de la figure 1.5(a) : [-45/45/ - 45/ - 45/45/ - 45] ;
- les couches successives d'un même matériau et de même orientation sont désignées par un indice numérique, comme l'exemple de la figure 1.5 (b) : [0/452/90/ - 452/0] ;
- en cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un indice la nature de la couche ;
- en cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole s indique la symétrie : [-45/45/ - 45/ - 45/45/ - 45] devient [-45/45/ - 45] s et [0/45/45/90/ - 45/ - 45/0] devient [0/452/90/ - 452/0].

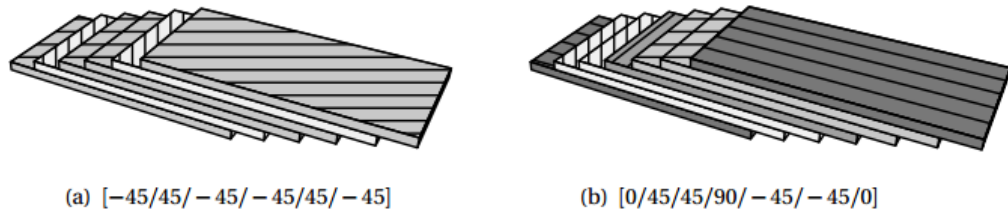


Figure II.5 - Désignations du stratifié

II.4.2 structures sandwiches

Les structures composites subissant des sollicitations de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwichs. Une structure sandwich est composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structures stratifiées. Une âme nid d'abeilles est présentée sur la figure II.6.

Ces structures ont une grande rigidité en flexion et torsion. L'âme de la structure sandwich résiste principalement aux contraintes de cisaillement et de compression hors plan, les peaux inférieures et supérieures supportent quant à elles les efforts dans leur plan. [7]

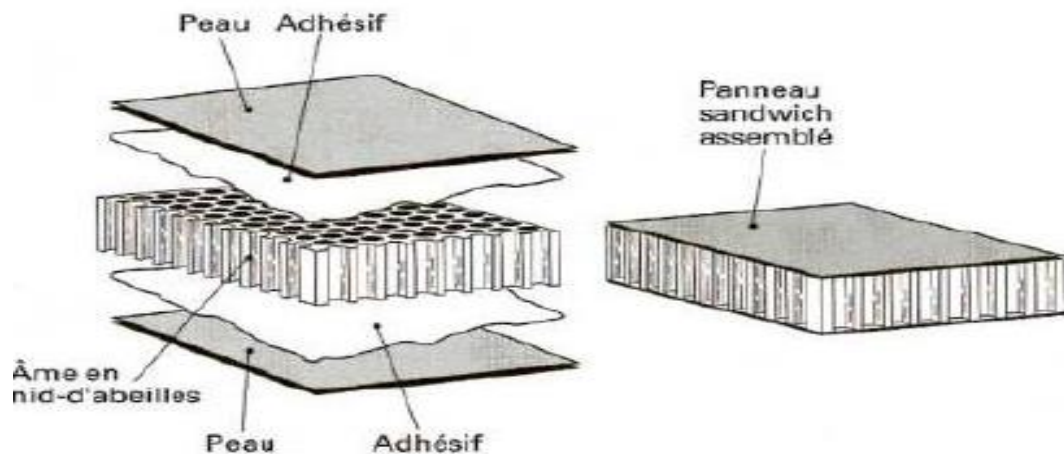


Figure II.6 : La structure sandwich

II.5 Procédés de fabrication :

Le mélange renfort / résine ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme de la dernière des phases de la fabrication, c'est-à-dire le durcissement de la matrice.

Il sera alors impossible de le modifier ultérieurement, comme on peut modifier la structure d'un alliage métallique, par traitement thermique par exemple.

Dans le cas des composites à matrice résineuse, cette dernière doit être polymérisée.

II.5.1 Le formage par moulage [1]

La suite des opérations décrite ci-après se retrouve dans tous les procédés de formage par moulage :

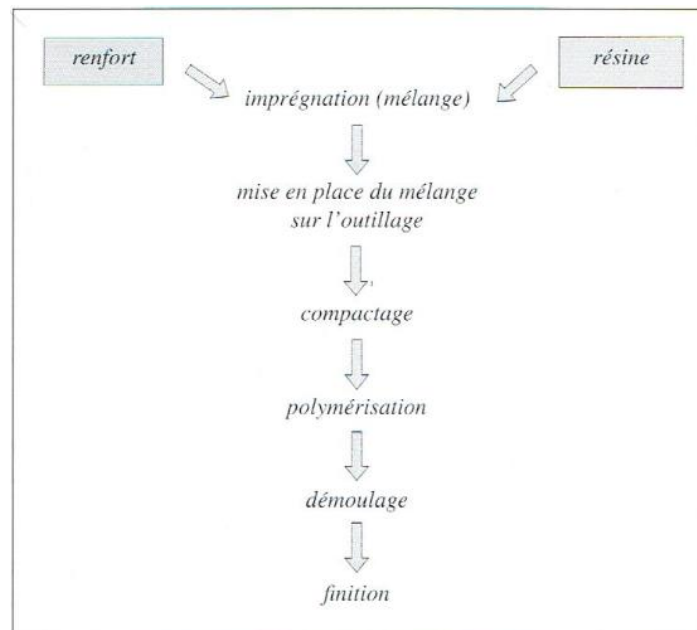


Figure II.7 Procédé de formage par moulage

Les procédés de formage par moulage varient en fonction de la nature des pièces, de l'importance des séries du prix de revient. Les formes et moules sont en matériaux divers : métal, résine, bois, plâtre.

II.5.1.1 : le moulage au contact

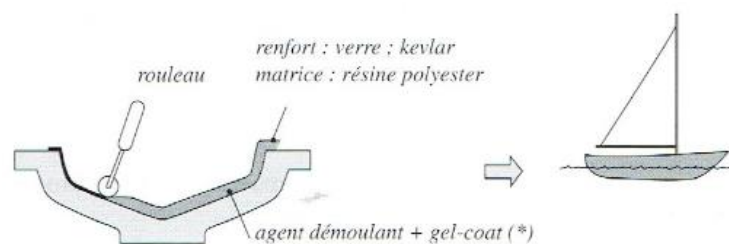


Figure II. 8 : le moulage au contact

Le moule est « ouvert ». On y dispose les couches de renfort enduites de résine (avec accélérateur). Le compactage éliminant l'air restant se fait manuellement au rouleau. La durée nécessaire au durcissement varie, en fonction du dosage d'accélérateur, de quelques minutes à quelques heures. On peut obtenir ainsi des pièces de grandes dimensions, avec des cadences de 2 à 4 pièces par jour et par moule.

II.5.2 Le moulage poinçon –matrice

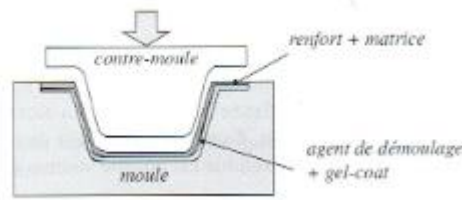


Figure II.9 : procédé de moulage poinçon –matrice

Un contre-moule vient fermer le moule, après qu'on ait disposé le mélange renfort / matrice. L'ensemble est placé dans un dispositif de serrage mécanique permettant l'application d'une pression de 1 à 2 bars (boulonnage ou mise sous presse).

La polymérisation se fait à froid ou à chaud (étuve ou résistances chauffantes).

Ce procédé est bien adapté aux moyennes séries : on peut obtenir plusieurs dizaines de pièces par jour (jusqu'à 200 avec chauffage). Application aux pièces automobiles et aéronautiques [1].

II.5.3. Le moulage sous vide

Ce procédé est encore appelé moulage en dépression ou moulage au sac. Comme dans le cas du moulage au contact décrit plus haut, on utilise un moule ouvert sur lequel on dispose les couches de renfort imprégné, ainsi éventuellement que les âmes de remplissage lorsqu'il s'agit de matériaux sandwichs. Une feuille de plastique souple vient couvrir le tout hermétiquement

(Pose d'un joint d'étanchéité sur le périmètre de la pièce). On fait le vide sous la feuille de plastique, il y a alors compactage de la pièce, élimination des bulles d'air, fluage de l'excédent de résine qui est absorbé par un tissu de pompage.

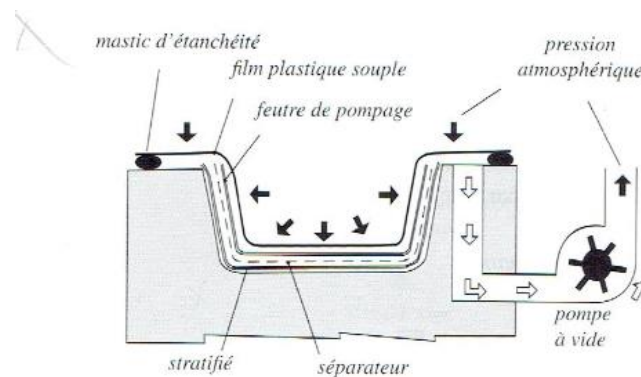


Figure II.10 procédé de moulage sous vide [1]

. L'ensemble est ensuite soumis à polymérisation

- en étuve,
- En autoclave, avec surpression (7 bars dans le cas du carbone / époxyde pour obtenir une meilleur résistance mécanique, à chaud ou par bombardement d'électrons ou rayon X.

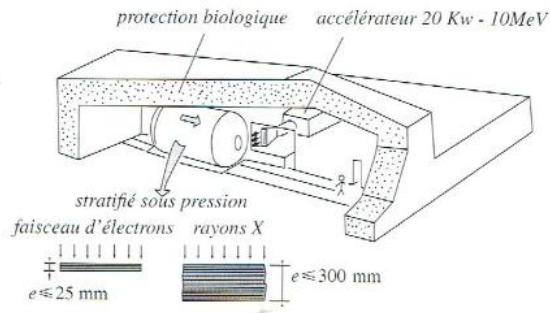


Figure II.11 : le procédé de moulage sous vide pour des pièces aéronautique

Application aux éléments de structures aéronautiques, avec des cadences de quelques pièces par jour (2 à 4)

II.5.4 Le moulage par injection de résine

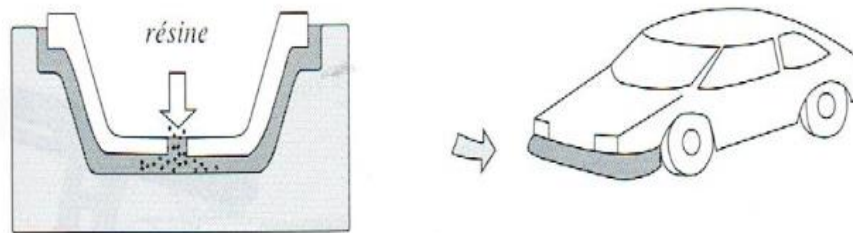


Figure II .12 : procédé de moulage par injection

Les renforts (mats, tissus) sont mis en place entre moule et contre-moule. La résine est injectée (résine polyester ou phénolique). La pression de moulage est faible [1]. Le procédé convient pour des cadences jusqu'à 30 pièces par jour. L'investissement est peu coûteux (application aux pièces de carrosserie automobile).

II.5.5 Le moulage par injection de pré- imprégné

Ce procédé permet une automatisation du cycle de fabrication (cadences jusqu'à 300 pièces par jour)

- Résine thermodurcissables : application aux pièces de carrosserie automobile .Le schéma du procédé est le suivant :

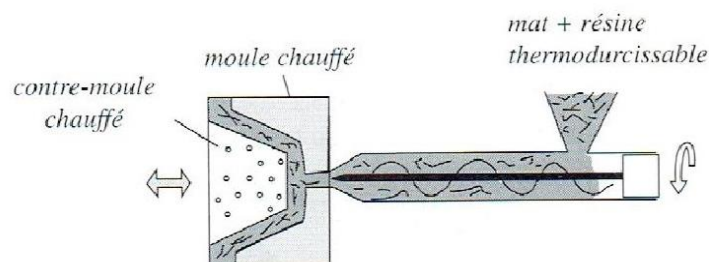


Figure II.13 procédé d'application aux pièces de carrosserie automobile

- Résine thermo formables : application aux pièces mécaniques à tenue en température, avec le procédé ci –après :

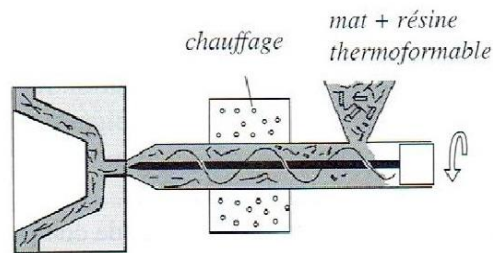


Figure II.14 procédé d'application aux pièces mécanique à tenue en température

II.5.6. Autres procédés de formage

II .5.6.1. Formage de plaques

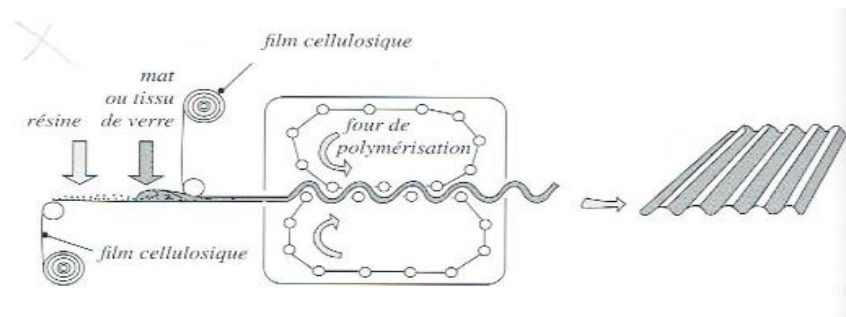


Figure II.15 : procédé de formage de plaque

Ce procédé permet, au prix d'investissements importants, d'obtenir des plaques planes ou raidies par ondulations ou nervures [1].

II .5.7. : Formage de profilés

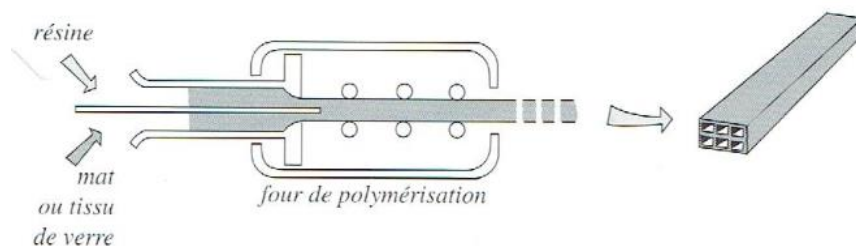


Figure II.16 : procédé de formage de profilés

La constitution de la pièce schématisée ci- dessus se fait par pultrusion.

Ce procédé permet d'obtenir des profilés ouverts ou fermés en continue. La proportion des fibres peut être importante pour des caractéristiques mécaniques élevées.

Les cadences varient suivant la nature du profilé entre 0.5 et 3 m/ minute.

II.5.8. Préformage par assemblage tridimensionnel

Exemple : carbone / carbone : le renfort en carbone est assemblé par disposition de baguettes et tissage suivant plusieurs directions de l'espace.

Ensuite le vide entre fibres est comblé par « imprégnation ». Deux techniques sont utilisées[1] :

- Imprégnation par voie liquide : du brai sous une pression de 1000 bars, suivie d'une phase de carbonisation,
- Imprégnation par voie gazeuse : il y a dépôt chimique en phase vapeur par décomposition à chaud d'un hydrocarbure gazeux.

II.6. Découpe des tissus et détournage des stratifiés :

Certaines pièces nécessitent un grand nombre de couches de tissus (plusieurs dizaines, voire de centaines). Pour des petites ou moyennes séries, il devient trop coûteux d'opérer manuellement pour [1] :

- Suivre la forme d'un gabarit de découpe
- Respecter l'orientation spécifiée par le plan
- Minimiser les chutes de renfort.

D'où l'évolution actuelle vers une découpe et un drapage automatisés caractérisés par :

- Un déplacement programmé de l'outil de coupe

Un outil de coupe rapide :

-couteau vibrant orientable,

-Faisceau laser : diamètre de faisceau d'environ 0.2 mm, avec une vitesse de coupe variant de 15 à 40 mètres / minute suivant la puissance et l'épaisseur de coupe.

-jet d'eau à grande vitesse (mach 2.5) : diamètre du jet d'environ 0.2 mm, avec une vitesse de coupe variant de 1 à 75 mètres / minute suivant l'épaisseur de coupe.

II.7. Comparaison des couts

Le diagramme qui suit permet de situer les couts d'obtention des produits composites. On constate en particulier la différence très importante des prix de revient entre produit à grande diffusion et à hautes performances [1]

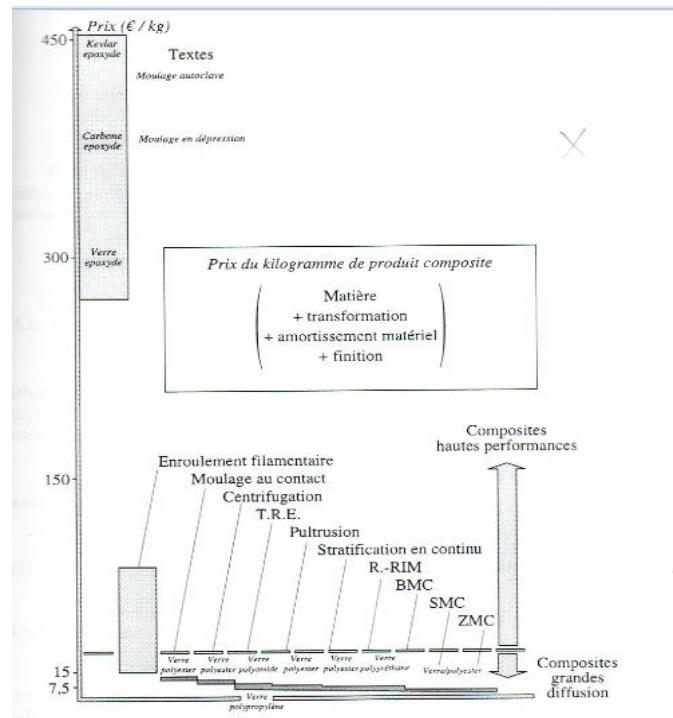


Figure II.17 : diagramme d'illustration des coûts d'obtention des produits composites.

II.8. Utilisation ou application des matériaux composites dans le domaine Aéronautique

II.8.1 Avions

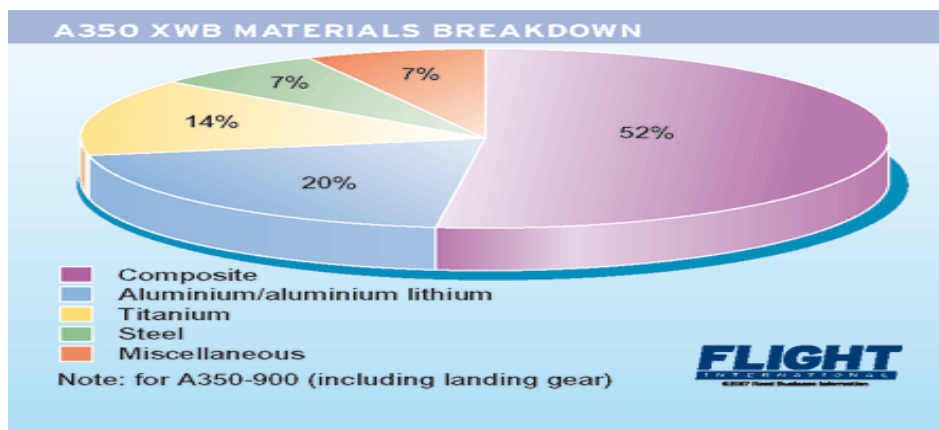


Figure II .18 le taux d'utilisation des matériaux composites dans l'airbus A350 [8]

On utilise aujourd'hui une grande variété de pièces en matériaux composites dans les avions. Suivant le rôle plus ou moins important qu'elles soient amenées à tenir pour assurer l'intégrité de l'appareil, on peut citer [1] :

Des pièces de structures primaires, c'est-à-dire des pièces dont la bonne tenue est vitale pour l'appareil :

- Caisson de voilure
- Caisson d'empennage
- Caisson de fuselage
- Des gouvernes
- Ailerons

- Volets de direction et de profondeur
- Volets hypersustentateurs
- Spoilers : aérofrein
- L'habillage extérieur
- Carénages
- « karmans »
- Portes de soutes
- Portes de train d'atterrissage
- Radomes
- L'habillage intérieur
- Planchers
- Cloison
- Portes,etc,

Exemple :

La dérive du transporteur Tristar (société Lockheed –USA) ,[1] :

- Avec une construction classique, elle est constituée de 175 éléments assemblés par 40 000 rivets
- Avec une construction composite, elle ne comporte plus de 18 éléments assemblés par 5000 rivets



Figure II.19 La dérive du transporteur Tristar (société Lockheed –USA)

II.8.2. Les hélicoptères :

II.8.2.1. Les pales :

Éléments essentiels de l'appareil, elles sont constituées principalement [1]:

- D'une enveloppe ou caisson qui assure une forme aérodynamique du profil et une raideur en torsion (la pale ne se « vrille » pas sous l'effet des seuls efforts aérodynamiques, du moins pour les générations actuelles d'appareils),
- D'un longeron qui résiste à l'effort de traction centrifuge sur la pale ainsi qu'à la flexion entraînée par les efforts de portance et de trainée. il est en verre / époxyde (verre « R », plus résistant et moins sensible au vieillissement par l'humidité),

- D'un arêtier qui rigidifie la pale en flexion dans le sens de la trainée,
- D'un matériau de remplissage (mousse en nids d'abeilles) empêchant la déformation du profil.

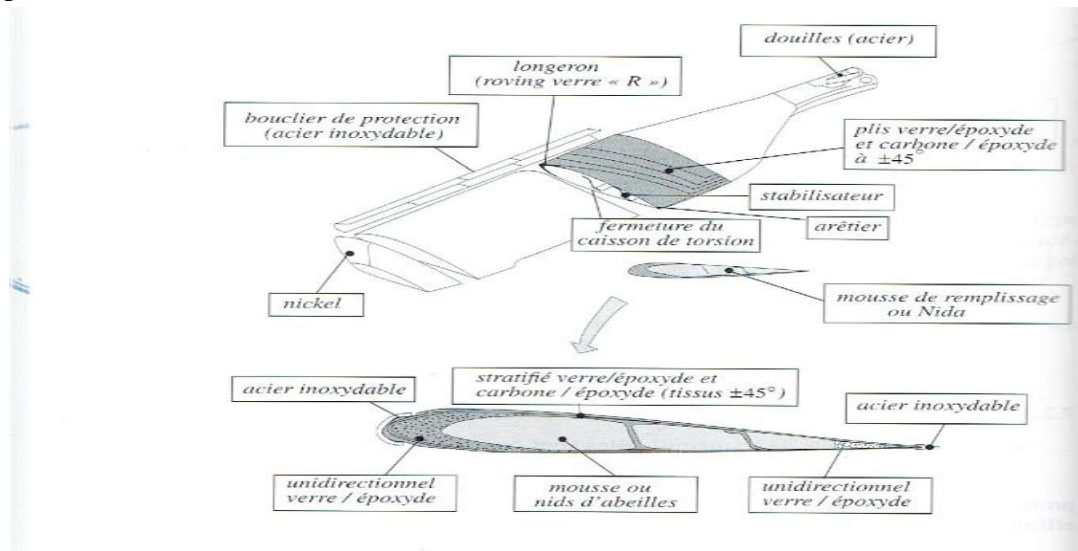


Figure II.20 constitution d'une pale d'un Hélicoptère en matériau composite

II.9. -Applications en automobile :

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

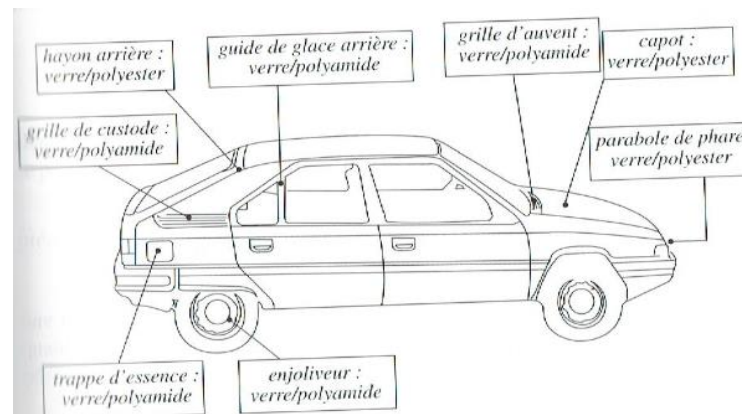


Figure II .21 : exemple de voitures construites en matériau composite BX Citroen (FRA) 1983 [1]

II.10. AFFECTATION des composites selon leur nature :

On met en évidence les qualités et défauts des principaux composites utilisés, qui justifient la destination des pièces correspondantes [1] :

Verre /époxyde ; kevlar / époxyde

- Résistance à la rupture élevée
- Très bonne tenue à la fatigue
- Allongement élastique important
- Température d'utilisation limitée à environ 80°C
- Matériaux non conducteur

Carbone /époxyde

- Résistance à la rupture élevée
- Très bonne tenue en fatigue
- Très bon conducteur de l'électricité et de la chaleur
- Température d'utilisation élevée (limitée par la résine)
- Dilatation nulle jusqu'à 600°C
- Masse volumique inférieure à celle du composite verre / époxyde
- Fabrication plus délicate

II.11 Comportement des matériaux composite

II.11.1 Propriété mécanique

Les propriétés mécanique décrivent le comportement des matériaux soumis a des sollicitations mécanique telles que des pression, des étirements, des torsions, des frottements, des cisaillements, des chocs ou sous l'effet de la pesanteur, elles dépendent fortement du type de contrainte appliquée

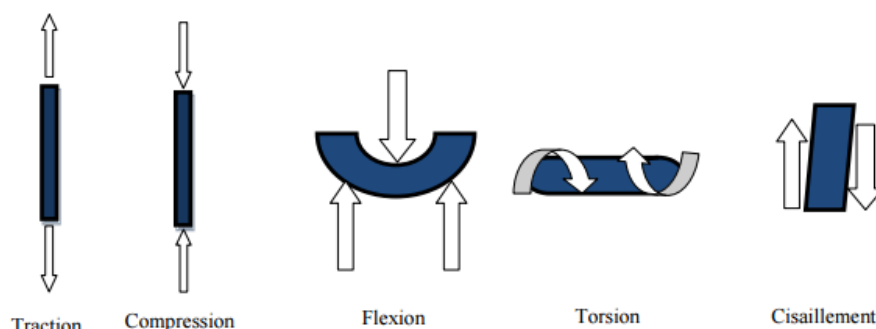


Figure II.22 Différents sollicitation mécanique

II.11.2 Lois de hook

Matrice de rigidité

La relation linéaire peut s'écrire sous la forme matricielle suivante :

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

Ou sous forme condensée :

$$\sigma = c \varepsilon \quad (\text{II.1})$$

Cette lois généralement appelée loi de Hooke généralisée, introduit la matrice de rigidité C,

Symétrique. Le comportement linéaire d'un matériau est donc décrit dans le cas général à l'aide de 21 coefficients indépendants, ici les 21 constantes de rigidité C_{ij} [14]

Matrice de souplesse

La relation d'élasticité peut être écrite sous la forme inverse, suivant :

$$\varepsilon = S \sigma \quad (\text{II.2})$$

En introduisant la matrice inverse de la matrice de rigidité .La matrice S est appelée matrice de flexibilité ou matrice de souplesse, c'est écrit dans le cas général :

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

Avec

$$S = C^{-1} \quad (\text{II.3})$$

Les coefficients S_{ij} sont appelées constantes de flexibilité ou constantes de souplesse.

II.11.3 Endommagement des composites:

L'endommagement est un processus décrivant l'initiation de défauts microscopiques et de leur propagation macroscopique sous l'effet de sollicitations statiques ou cycliques. La progression de l'endommagement se fait selon différents modes indépendants et conduits à une perte de cohésion

dans le matériau et par conséquent, à la modification de ses caractéristiques mécaniques. L'étape particulièrement délicate de mise en œuvre du composite, peut engendrer des discontinuités, c'est-à-dire, défauts dans la matrice. Lorsque le matériau est soumis à des forces extérieures, ces discontinuités contribuent à l'initiation de l'endommagement et à une perte de rigidité de l'élément structural. Parmi ces sources, on peut citer : la fissuration et/ou le mauvais alignement des fibres, les porosités dans la résine, la mauvaise adhésion fibre/matrice, les zones riches en résine et les discontinuités géométriques. De plus; le délaminage est un processus de décohésion plane à l'interface de deux couches successives d'un laminé, sous l'effet de contraintes inter laminaires. A cause des contraintes très élevées aux bords libres, le délaminage est considéré comme le phénomène d'endommagement le plus diffus dans les structures composites et celui qui affecte le plus leur intégrité structurale et leur durée de vie [8] ,[9] ,[10]

II.11.4 Des défauts initiaux à la création de défauts:

L'hétérogénéité et l'anisotropie des matériaux stratifiés constitués d'une séquence d'empilement de couches imprégnées de résine qui leur assurent d'excellentes propriétés sont aussi à l'origine de leur capacité à abriter de nombreux défauts sans perte importante de propriétés mécaniques. Au-delà des modes d'endommagement très complexes à l'échelle microscopique, deux lieux privilégiés de coalescence de défauts sont significatifs à l'échelle macroscopique ou structurelle: en premier lieu, la coalescence inter laminaire qui conduit au processus de séparation de deux couches 50 selon un plan donné ou délaminage. Ce type d'endommagement dépend de la nature des constituants, de l'architecture des couches et du mode de sollicitation mécanique imposée. Le délaminage, qui apparaît après la phase d'endommagement intra laminaire, commence souvent sur les bords avant de s'étendre sur toute l'éprouvette. Il correspond à une fissuration qui a tendance à séparer les plis ou couche du composite. En second lieu, la coalescence transverse, conduisant à la rupture des couches (matrice et fibres) dans le sens transverse (II.23).

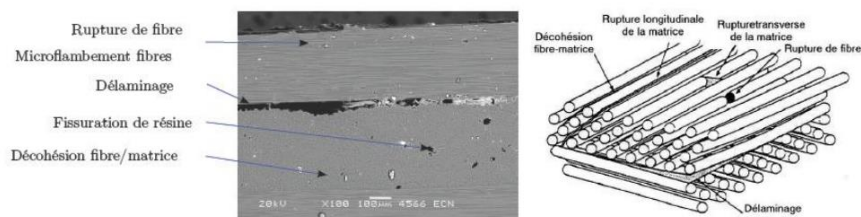


Figure II.23. Mécanismes d'endommagement observés dans un composite [11]

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

II.11.5 Fatigue des matériaux composites :

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

de matériaux composites renforcés de fibres, la dégradation des propriétés élastiques en fatigue peut être divisée en trois stades.

- ❖ Une phase d'initiation (stade I) caractérisée par une décroissance rapide de la rigidité, causée principalement par la fissuration transversale de la matrice..
- ❖ Une phase de propagation, (stade II) au cours de laquelle la réduction de la rigidité s'accroît de façon quasi-linéaire par rapport au nombre de cycles.
- ❖ Une phase terminale (stade III) où la perte de rigidité augmente de façon brutale et conduit à la rupture. A ce dernier stade, les ruptures locales initiales de fibres conduisent à la rupture de mèches entières par coalescence des défauts créés

II.11.6 Endommagement dans les plaques sandwich :

Les structures sandwich sont, tout comme les composites en carbone époxy, sensibles aux impacts. Un impact haut vitesse produit en général un endommagement localisé très important facilement reconnaissable par une simple inspection visuelle. Un impact bas vitesse qui peuvent typiquement résulter d'une projection de gravillons au décollage ou à l'atterrissage, induit un endommagement dont le profil et l'étendue sont directement liés aux conditions d'impact. Cet endommagement peut être simulé par des impacts à basse vitesse en utilisant des impacteurs hémisphériques provoquant de fortes concentrations de contraintes. Ce type de choc entraîne des déformations élastiques supérieures aux déformations à rupture dans le matériau entraînant un endommagement local sous le point d'impact. Cet endommagement n'est pas forcément visible depuis la surface. La structure peut en effet posséder un revêtement. De même l'endommagement visible depuis la surface du composite ne rend pas compte de la gravité du dommage dans l'épaisseur d'une structure sandwich. Les endommagements présentent des décohésions internes qui, si elles se propagent, peuvent conduire à la ruine de la structure. Il existe huit différents modes de dégradations d'une plaque sandwich. Figure (II.24)

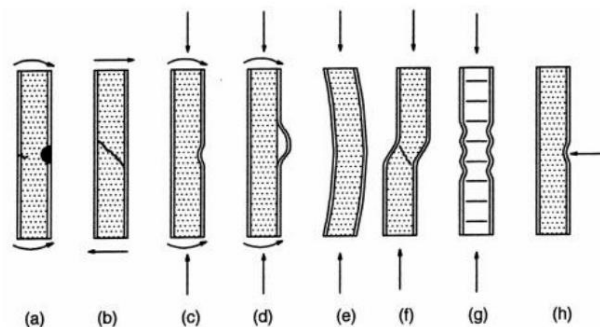


Figure II.24 : Mode d'endommagement dans le sandwich ; (a) fracture des peaux (b) rupture en cisaillement (c) enfoncement de la peau (e-d) déformation plastique des peaux (f-g) rupture en compression (h) indentation locale [14]

II. 12 Avantages et inconvénients des matériaux composites

Ils sont beaucoup plus légers, ce qui est un gain énorme au niveau du poids de l'avion qui est nettement réduit. L'avion consomme donc moins de carburant.

- Ils sont bien sûr insensibles aux produits chimiques tels que les huiles, les liquides hydrauliques...

- Il y a l'assurance d'en disposer beaucoup et pendant longtemps, ce qui n'est pas le cas des métaux dont le prix augmente vertigineusement.
- On peut créer des matériaux de toutes les formes, de toutes les épaisseurs, en fonction de la demande. Ils offrent de grandes possibilités de maniement.
- Ils se déforment moins en fonction de la température et de la pression ce qui est un des gros enjeux des matériaux utilisés en aviation commerciale. Ils sont peu sensibles à l'humidité, la chaleur, la corrosion..

Inconvénients des matériaux composites [1]

Ils sont beaucoup plus sensibles à tous les impacts. Une petite faille peut engendrer de grosses déformations. .

- La détection de ces problèmes est difficile, ce qui entraîne une rigueur extrême dans leur fabrication et leur assemblage.
- La mise en œuvre des réparations est beaucoup plus complexe.

Conclusion

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils occupent une place très importante dans la réalisation de nombreuses structures comme les transports terrestres, ferroviaires, maritimes ou aériens. Obtenus par association d'un renfort extrêmement rigide et d'une matrice permettant de transférer les efforts au renfort, ils permettent de constituer des matériaux structurels offrant de très bonnes propriétés mécaniques pour de faibles masses volumiques. Ces qualités, l'amélioration des procédés de mise en forme, mais également la meilleure connaissance de leur comportement thermomécanique expliquent largement leur essor. L'hétérogénéité et la complexité de la nature des matériaux composite sont des paramètres majeurs à apprendre en considération lors de l'exploitation de ces matériaux. Le comportement des matériaux composites du point de vue de durée de vie demeure difficile à prédire. Leur comportement à long terme est d'autant plus aléatoire qu'ils sont soumis à des contraintes mécaniques extérieures ou exposés à de hautes températures. Le contrôle des propriétés et de la qualité d'un matériau composite présente un caractère spécifique dans la mesure où il ne peut être une simple transposition des méthodes utilisées en métallurgie. En effet, la caractérisation et la détection des défauts dans les structures en composite sont deux paramètres à vérifier avant l'exploitation et au cours de leur service.

Chapitre 3 : Eléments théorique d'ultrasons

Introduction :

Les généralités et les éléments théoriques de la technique d'évaluation ultrasonore sont décrits dans ce chapitre. L'objectif est ici de maîtriser l'ensemble du contrôle effectué par l'expert aujourd'hui. Les ondes ultrasonores sont des vibrations mécaniques ces derniers, se propagent à l'intérieur des matériaux avec des vitesses qui dépendent du milieu lui-même et du type d'onde. Dans les matériaux métalliques, les fréquences d'utilisation courante vont de quelques centaines de kilohertz à quelques dizaines de mégahertz. Les principes fondamentaux de l'évaluation non destructif par ultrasons résident dans l'analyse de l'influence des défauts , du type localisé ou de type inhomogénéité de structure , sur la propagation des ondes ultrasonores dans le matériau : réflexion , réfraction et diffraction sur les interfaces , atténuation dans la matrice liée aux phénomènes d'absorption et de diffusion . Une bonne connaissance des phénomènes liés à la propagation des ultrasons est donc une base indispensable à la pratique de ce type d'investigation.

III.1 Définition des ultrasons

Les ultrasons sont des ondes acoustiques, donc mécaniques, de fréquences supérieur à la fréquence de coupure de l'oreille humaine, soit environ 15khz. Au-delà du Gigahertz, le terme utilisé est hypérons. De manière générale, la vitesse de propagation d'une onde est d'autant plus grande que

le temps de transmission de l'information d'une particule élémentaire constituant la matière à sa voisine est rapide, suivant le niveau de cohésion de la matière. Ainsi, les vitesses de propagations d'une onde dans l'air, l'eau ou l'aluminium sont approximativement respectivement égales à 340 m/s, 1500 m/s et 6000m/s. Selon la nature du milieu (fluide ou solide), une onde est entièrement décrite par une grandeur scalaire comme la pression ou par une grandeur vectorielle comme les ondes ultrasonores se propagent moins bien dans les gaz que les sons audibles, d'autant plus mal que leurs fréquences sont élevées. [15]

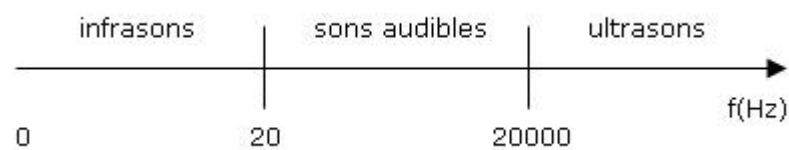


Figure III.1 : Spectre acoustique

III.2 Différents types d'ondes

Selon le mode de vibration de particules, l'ultrason peut se propager en tant qu'ondes longitudinales, transversales ou cisaillement, de surface ou des ondes guidées.

III.2.1 les ondes longitudinales et transversales

Une onde ultrasonore est dite longitudinale ou de compression lorsque la direction de vibration des particules est parallèle à la direction de propagation de l'onde [16]

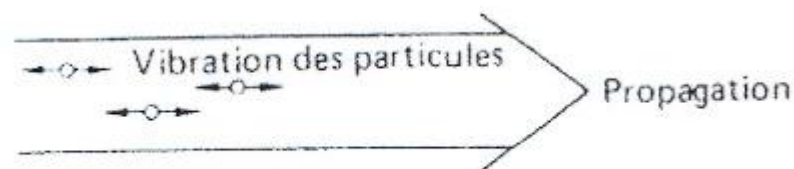


Figure III.2 Onde longitudinale

L'émission et la propagation d'une onde longitudinale peuvent être schématisées par l'ensemble constitué par un pendule et des masses reliées entre eux par des ressorts. Les ondes acoustiques longitudinales ou de compression se propagent normalement dans les solides, les liquides et les gaz.

Le champ de déplacement pour une onde longitudinale peut être décrit par (Bedford) et Drumheller, 1996) [17]

$$U_1=U_1(x,t) , U_2= 0 , U_3= 0$$

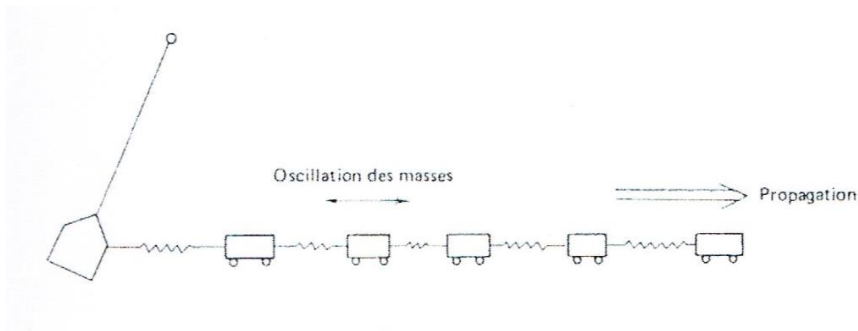


Figure III.3 : Schématisation d'une onde longitudinale

Cependant, compte tenu des fréquences très élevées utilisées dans le contrôle non destructif, les ondes ultrasonores transversales ne se propagent réellement que dans les solides.

Une onde ultrasonore est dite transversale ou de cisaillement lorsque la direction de vibration des particules est perpendiculaire à la direction de propagation de l'onde

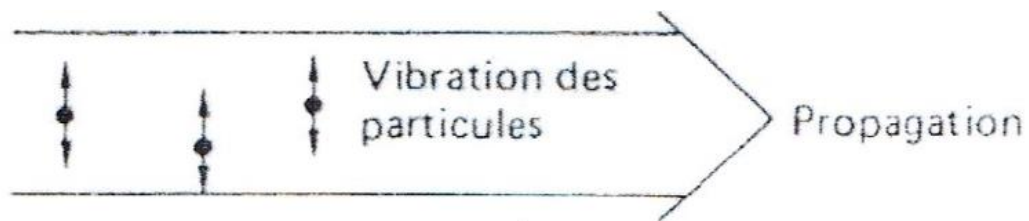


Figure III.4 : Onde transversale.

Le champ de déplacement pour une onde transversale peut quant à lui être décrit par (Bedford et Drumheller, 1996) [18]

$$U_1 = 0, U_2 = 0, U_3 = U_3(x,t)$$

Les ondes ultrasonores transversales ou de cisaillement ne se propagent que dans les solides. Il faut cependant remarquer que les ondes transversales peuvent se propager dans les liquides très visqueux.

Les vibrations des particules se font perpendiculairement à la direction de propagation, c'est-à-dire dans un plan perpendiculaire à cette direction. Si ces vibrations se font

Indifféremment dans toutes les directions contenues dans ce plan, l'onde transversale est dite de polarisation circulaire.

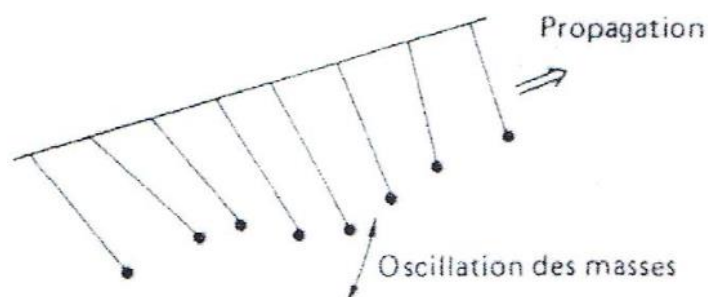


Figure III.5 Schématisation d'une onde transversale.

Par contre, si ces vibrations se font suivant une direction particulière contenue dans ce plan, l'onde transversale est dite de polarisation plane.

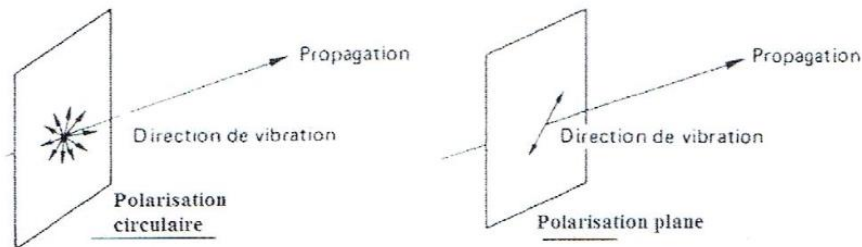


Figure III.6 : Polarisation d'une onde transversale.

Généralement en contrôle non destructif, les ondes transversales sont toujours polarisées à cause du procédé utilisé pour les générer.

On démontre en théorie dans les milieux élastiques que les vitesses des ondes transversales et longitudinales sont liées aux caractéristiques mécaniques du matériau, tel que le module de Young E , le coefficient de poisson ν et la masse volumique ρ , [19]:

$$V_L = \frac{\sqrt{E(1-\nu)}}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)} \quad , \quad V_T = \frac{\sqrt{E}}{2\rho(1+\nu)} \quad (\text{III.1})$$

On montre aisément que, compte tenu des relations précédentes et des valeurs courantes du module d'Young et du coefficient de poisson, les ondes longitudinales se propagent à une vitesse supérieure de 50 à 100 % à celle des ondes transversales. Ce facteur est d'une grande importance pour différencier les deux types d'ondes.

III.2.2 Ondes de surface

Ce sont des ondes qui se propagent à la surface des matériaux, généralement sur une épaisseur correspondant à une longueur d'onde. Ces ondes sont très complexes et les vibrations des particules peuvent être diverses. Les ondes de Rayleigh sont des ondes de surface, se propageant à la surface des solides, pour lesquelles le mouvement des particules est elliptique. Ce sont les ondes de surface les plus connues. La formation est la formation de rides à la surface d'une étendue d'eau lorsqu'on y jette un caillou.



Figure III.7 Onde de Rayleigh

En cas d'état de contrainte homogène, les ondes de Rayleigh sont non dispersives qui signifie que la vitesse de l'onde ne change pas avec le changement de la fréquence.

Une Onde de Rayleigh se propage dans la direction x_3 et atténuée exponentiellement dans la direction x_3 . Le champ de déplacement pour une onde de Rayleigh peut être décrit par :

$$U_1=U_1(x_1,t) , U_2= 0 , U_3 = U_3 (x_3,t)$$

La vitesse V_R de l'onde de Rayleigh est donnée en fonction de V_L et V_T par l'équation suivante (I.2) ,(40) :

$$V_R = \frac{0,718 - \frac{V_T}{V_L}}{0,75 - \frac{V_T}{V_L}} V_T \quad (\text{III.3})$$

La formule approchée de viktorov donne une approximation utile pour la vitesse V_R des ondes de Rayleigh [20]

III.2.3 Ondes de Lamb

Lorsque le matériau contrôlé a une épaisseur faible, de l'ordre de quelques longueurs d'ondes, les ondes de surface se transforment en ondes de plaque ou ondes de Lamb et se propagent suivant toute l'épaisseur de la plaque. il existe deux modes fondamentaux de vibration pour les ondes de Lamb : le mode symétrique et le mode antisymétrique.

Il faut remarquer que les particules de la fibre neutre sont animées d'une vibration longitudinale pour le mode symétrique et d'une vibration transversale pour le mode antisymétrique.

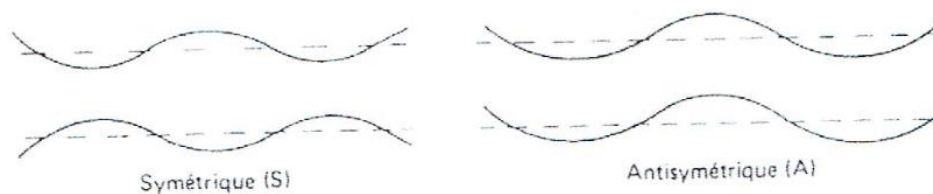


Figure III.8 Onde de Lamb

Dans tout matériau dont certaines dimensions sont du même ordre de grandeur que la longueur d'onde, des vibrations particulières peuvent se propager, c'est par exemple le cas dans les barres.

Le champ de déplacement pour une onde de Lamb peut être décrit par :

$$U_1= U_1(x_1,x_3,t) , U_2= 0 , U_3 = U_3(x_1,x_3,t)$$

III.2.4 Ondes planes, ondes sphériques

On vient de voir quels étaient les principaux types d'ondes ultrasonores en fonction de mode de vibration des particules.

Une onde ultrasonore peut aussi être caractérisée par sa propagation dans l'espace. Cette propagation peut être très diverse et très complexe. Pour décrire ces phénomènes de propagation, sont faits appel à la surface d'onde qui est la surface constituée par tous les points qui sont dans un même état vibratoire [21].

On limitera l'étude aux ondes planes et aux ondes sphériques qui sont les deux modèles extrêmes des cas rencontrés pratiquement.

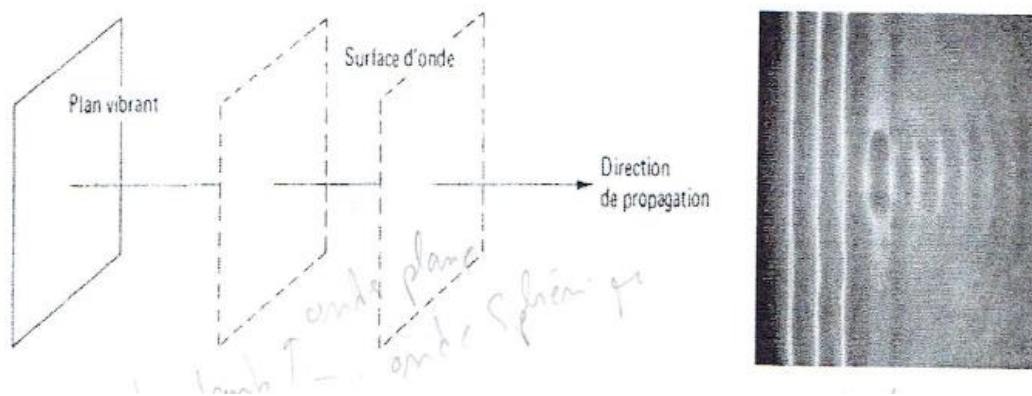


Figure III.9 Onde plane.

On parle d'onde plane figure III.9 lorsque l'onde se propage suivant une direction unique et les surfaces d'onde sont des plans parallèles entre eux. Une onde plane est générée par une surface plane vibrante de dimensions importante.

L'amplitude d'une onde plane est constante quelle que soit la distance entre le point considéré et la source, à condition toutefois que les phénomènes d'atténuation puissent être négligés.

On parle d'onde sphérique figure III.10 lorsque l'onde se propage suivant toutes les directions de l'espace et que les surfaces d'ondes sont des sphères concentriques. Une onde sphérique est générée par un point ou une sphère dont toute la surface vibre uniformément.

L'amplitude de vibration d'une onde sphérique décroît en fonction de la distance à la source : la loi de variation est la suivante :

$$A_r = \frac{A_0}{r} \quad (\text{III.4})$$

Tel que :

A_r : Amplitude à la distance r ;

A_0 : Amplitude à la distance unité.

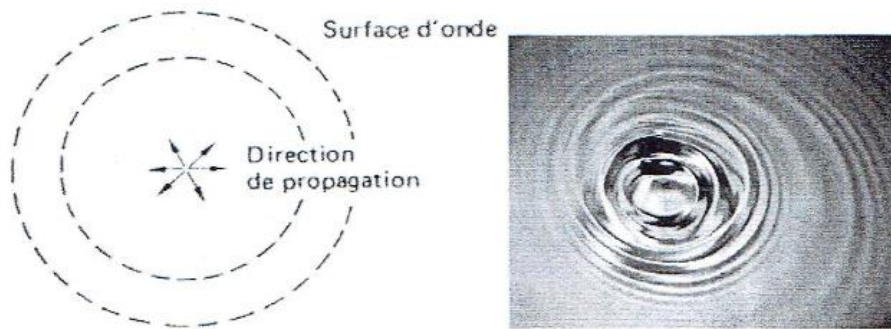


Figure III.10 Onde sphérique.

La figure ci-dessous résume les principaux types d'ondes qui peuvent exister dans un solide élastique.

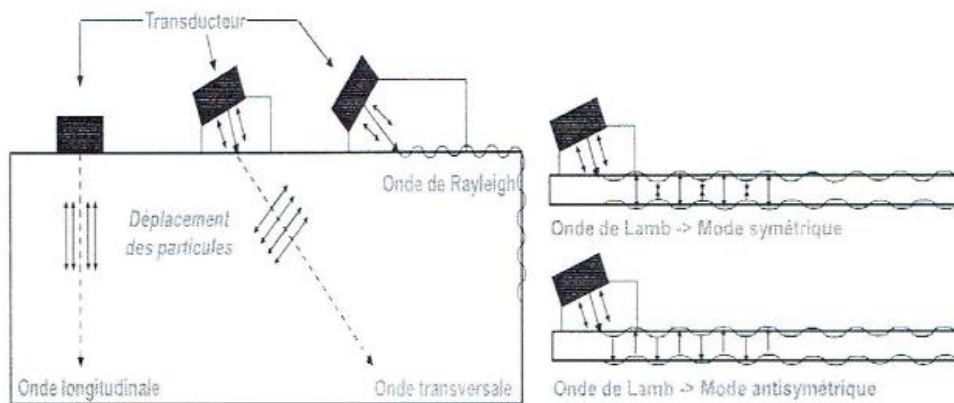


Figure III.11 Différents types d'ondes

III.3 paramètres de l'onde ultrasonore

Cette section présente les différents paramètres nécessaires à la caractérisation de l'onde ultrasonore [22]

III.3.1 L'impédance acoustique

Elle traduit la plus ou moins grande facilité avec laquelle les particules du milieu traversé sont déplacées. Dans le cas d'une onde plane progressive dans la direction des x positifs, l'impédance acoustique z est égale au produit de la masse volumique ρ du matériaux par la vitesse de propagation V des ondes ultrasonores dans ce matériau [23]

$$Z = \rho V \quad (\text{III.5})$$

Généralement Z est exprimée en $10^6 \text{ kg/m}^2 \text{ S}$

Tableau III.1 Ordre de grandeurs des impédances acoustiques.

Matériau	$Z_L(10^6 \text{ Kg/m}^2 \cdot \text{s})$	$Z_T(10^6 \text{ Kg/m}^2 \cdot \text{s})$
Eau(25°C)	1,49	-
Mercure	19,8	-
Huile légère	1,21	-
Altuglass	3,16	1,30
Acier(1%C)	46,6	25,3
Aluminium	17	8,4

III.3.2 La longueur d'onde

La longueur d'onde est reliée à la fréquence et la vitesse par la simple équation longueur d'onde (λ) = vitesse (V) / fréquence (f). Dans le domaine de détection ultrasonore de défauts, la limite inférieure généralement acceptée pour la détection ultrasonore de défauts, la limite inférieure généralement acceptée pour la détection de petits défauts est la moitié de la longueur d'onde, et tout défaut plus petit que la moitié de cette longueur d'onde ne sera pas détectable. Dans la mesure ultrasonore des épaisseurs, le minimum théorique d'épaisseur mesurable est la moitié de la longueur d'onde.

III.3.3 La pression et l'intensité acoustique

La pression acoustique varie selon la fréquence de l'onde ultrasonore. L'énergie délivrée dans le milieu dépend de ces variations de pression qui soumettent les particules du milieu à des mouvements vibratoires.

On appelle intensité acoustique l'énergie qui traverse perpendiculairement une unité de surface pendant une unité de temps. Elle est reliée à la pression acoustique par la formule suivante :

$$I = \frac{P}{2\rho V} \quad (\text{III.6})$$

Tel que :

- V : vitesse du son dans le milieu considéré en ms^{-1}
- ρ : densité de milieu en Kg m^{-3}
- P : la pression d'onde acoustique exprimée en $\text{Kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$;
- I : l'intensité ultrasonore en Wm^{-2}

III.4 Emission et réception de l'onde ultrasonore :

Dans ce paragraphe, nous allons présenter les moyens de production des ultrasons, ainsi que les techniques pour les détecter. Le développement des générateurs et des détecteurs modernes d'ultrasons, ainsi que l'ensemble des technologies actuelles s'y rapportant, résultent presque exclusivement de l'exploitation de la piézoélectricité, qui a grandement bénéficié ces derniers temps des progrès de l'électronique [24].

Il ya a deux voies pour générer des ultrasons dans les pièces à contrôler :

- Les méthodes avec contact utilisant un transducteur électroacoustique, générateur de vibrations mécanique qui seront transmises à la pièce par couplage acoustique.
- Les méthodes dites sans contact pour lesquelles la génération des ultrasons se fait à la surface de la pièce elle-même par tout moyen susceptible d'activer les particules du milieu.

La mise en évidence de l'onde de retour peut se faire selon les mêmes voies :

- la détection directe des vibrations à la surface de la pièce par interférométrie laser ou méthode électro magnéto acoustique (EMAT).
- Le couplage vers un transducteur spécifique agissant en tant que récepteur.

III.4.1 Description du faisceau ultrasonore émis :

Les ondes ultrasonores sont générées en excitant des transducteurs piézoélectriques à des fréquences de l'ordre de 20KHZ. Les caractéristiques du profil du faisceau ultrasonore sont discutées.

III.4.2 Atténuation d'une onde ultrasonore

Un mode de propagation ultrasonore dans un milieu donné pour une fréquence donnée est caractérisé par sa vitesse de propagation et son coefficient d'atténuation [21].

En effet, la propagation donne lieu à des dissipations d'énergies dues à trois phénomènes : l'absorption, la diffusion et la divergence.

La décroissance d'énergie émise suit une loi exponentielle de la forme :

$$U = U_0 \exp(-\alpha X) \quad (III.9)$$

Tel que :

-U : énergie à la distance X ;

- U_0 : énergie initiale émise ;

- α : coefficient d'atténuation ;

Tableau III.2 coefficient d'atténuation des ondes longitudinales de quelques milieux pour une fréquence de 2MHZ.

Milieu de transmission	$\alpha(dB/m)$	Milieu de transmission	$\alpha(dB/m)$
Acier	5-10	Graisse	100-500
Aluminium	1-5	Laiton	50-200
Eau	1	Plexiglas	500
Fonte	20-500	Os	5000-20000

Cette atténuation est provoquée par trois phénomènes principaux, et peut alors s'écrire comme la somme de trois contributions, chaque terme correspondant à un phénomène.

$$A = \alpha_{\text{absorp}} + \alpha_{\text{diverg}} + \alpha_{\text{diffu}}$$

Les contributions au coefficient d'atténuation sont les suivantes :

III.4.3 L'absorption

L'absorption est due à la conversion de l'énergie mécanique vibratoire en chaleur suite à l'interaction entre l'onde acoustique et un milieu visqueux. C'est un mécanisme intrinsèque car il est indépendant de la forme ou de la taille des grains pour un matériau poly cristallin.

Dans le cas des substances poly cristallines comme la glace, c'est-à-dire des substances formées d'un grand nombre de petits cristaux séparés (les monocristaux), l'absorption du son est principalement déterminée par les dimensions relatives des cristaux et de la longueur d'onde. A haute fréquence, lorsque la longueur d'onde λ est petite par rapport à la taille des cristaux, l'absorption se fait dans chaque monocristal. Le coefficient d'absorption étant proportionnel au carré de la fréquence dans ce cas, il est égal à :

$$\mu = \frac{8\eta\pi^2}{3\rho\lambda^2c} \quad (\text{III.11})$$

Avec :

μ : le coefficient d'absorption en m^{-1}

η : le coefficient de viscosité qui varie en fonction de la température en $Kgm^{-1}s^{-1}$

ρ : la densité du milieu en kgm^{-3}

C : vitesse de l'onde dans le milieu considéré en $m s^{-1}$

λ : la longueur de l'onde ultrasonore en m.

III.4.4 la divergence

la divergence du transducteur en champ lointain, directement liée au diamètre et à la fréquence du transducteur. Des formules de correction sont proposées dans la littérature pour estimer cette contribution dans les mesures d'atténuation. Par ailleurs les codes de simulation modélisant les caractéristiques exactes des transducteurs prennent implicitement en compte cette contribution.

III.4.5 La diffusion

La diffusion de l'onde dans le matériau. Cette dernière a pour origine une déviation ou une réflexion d'une fraction de l'onde lors de la rencontre d'hétérogénéités acoustiques (joints de grains, inclusions, précipités). L'énergie élastique n'est donc pas convertie en une autre forme d'énergie, mais elle quitte le trajet prévu par la théorie géométrique supposant un milieu continu. Ce mécanisme est intrinsèque au matériau car dépendant à la forme des grains, de leurs tailles et des joints de grains.

III.5 Réflexion, réfraction et conversion de modes

III.5.1 interaction d'une onde plane avec une interface plane

Dans le cas où deux milieux semi-infinis sont séparés par une interface plane, la nature des ondes réfléchies et transmises à l'interface dépend de la nature de l'onde incidente longitudinale (L), transversale (T), quasi longitudinale (QL), quasi transversale (QT) et de la nature des milieux (fluide, solide isotrope ou anisotrope). On appelle plan sagittal (ou plan d'incidence), le plan perpendiculaire à l'interface qui contient la direction de propagation [25]

III.5.1. Cas des milieux fluides et solides isotropes

Le plan de l'interface sert de référence pour repérer la polarisation des ondes transversales : une onde transversale de polarisation contenue dans le plan d'interface, c'est-à-dire telle que les particules vibrent parallèlement à ce plan au passage de l'onde, est appelée onde transversale de polarisation horizontale (TH). Une onde transversale de polarisation contenue dans le plan perpendiculaire au plan de l'interface, c'est-à-dire que les particules vibrent parallèlement à ce plan au passage de l'onde, est appelée onde transversale de polarisation verticale (TV). Notons que cette dernière onde est donc polarisée dans le plan perpendiculaire au plan de l'interface, c'est-à-dire parallèlement au plan sagittal. C'est l'onde incidente qui, en imposant un déplacement dans le plan sagittal, impose la nature des ondes réfléchies et transmises. Ainsi, une onde incidente (L), donc polarisée dans le plan sagittal, et faisant vibrer les particules uniquement dans ce plan, par raison de symétrie n ne pourra générer que des ondes faisant vibrer les particules dans le même plan. C'est-à-dire des ondes (L) et (TV) figure 1.14 a. De même, une onde incidente (TV) ne pourra générer que des ondes (TV) et (L). Si grâce à l'interaction avec l'interface, une onde de nature différente (TV par exemple) de celle de l'onde incidente (L par exemple) est générée, on dit qu'il y a conversion de mode.

Cette conversion peut se produire aussi bien par réflexion (onde dans le milieu d'incidence) que par transmission (onde dans le deuxième milieu). Un raisonnement analogue démontre qu'une onde incidente (TH), polarisée perpendiculairement au plan sagittal, ne pourra générer que des ondes faisant vibrer les particules perpendiculairement au plan sagittal, c'est-à-dire des ondes (TH) figure III.14b

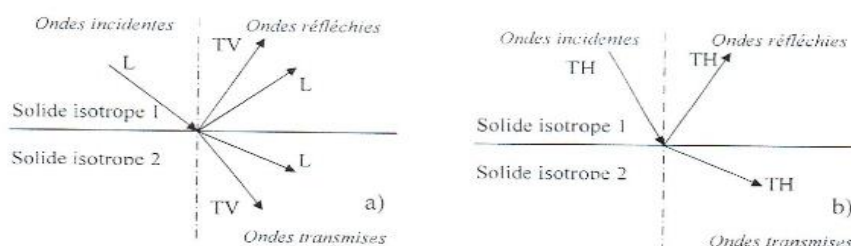


Figure III.12 : Interaction d'une onde incidente avec une interface séparant deux milieux isotropes. a) Onde incidente L ou TV, b) Onde incidente TH

III.5.1.2. Cas des milieux anisotropes

Les ondes n'étant plus purement longitudinales ou transversales, l'interaction d'une onde incidente avec une interface séparant deux milieux anisotropes génère trois ondes dans chaque milieu figure 1.15 a. Dans le cas pratique d'un contrôle dans l'eau, l'onde incidente est toujours longitudinale et génère trois ondes dans la pièce à contrôler : une onde quasi longitudinale (QL) et

deux ondes quasi transversales (QT1 et QT2) figure 1.15b. Dans certaines configuration, il peut arriver que l'une ou plusieurs des trois ondes aient un coefficient de transmission nul.

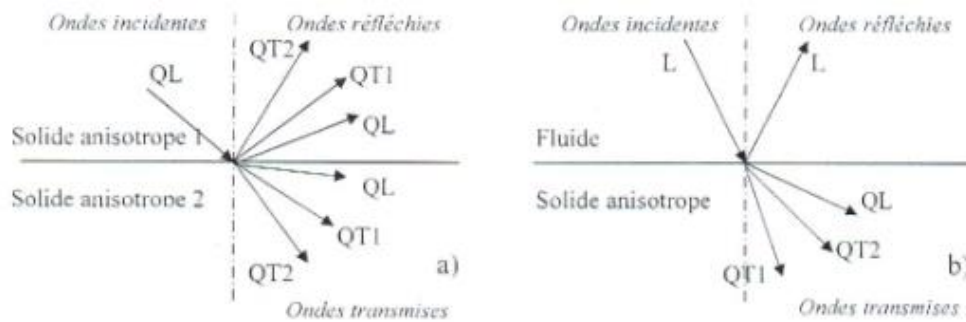


Figure III.13 Interaction d'une onde incidente avec une interface séparant deux milieux dont l'un au moins est anisotrope. a) milieu incident anisotrope et b) milieu incident fluide.

III.6 Méthodes de détection des fissures

La méthode la plus classique de détection des fissures par ultrasons consiste à détecter un signal provoqué par la réflexion de l'onde sur la fissure. L'amplitude de la réflexion dépend de deux paramètres. En premier lieu, l'épaisseur de la fissure doit être grande devant la longueur d'onde. En second lieu, la section de la fissure doit être suffisamment grande pour générer un signal d'amplitude significative.

La mise en œuvre d'une recherche de fissure sur la détection d'un signal est généralement confrontée à plusieurs obstacles : pour être détectée par le capteur qui émet l'impulsion ultrasonore, la surface de réflexion doit être parallèle au plan de propagation. Cet inconvénient peut être contourné en utilisant un second capteur mobile, dont le but est de rechercher un signal sur l'ensemble de la surface de l'échantillon.

Si les matériaux est hétérogène ; le signal reçue contient beaucoup de signaux et de recombinaisons d'ondes en absence de fissure. la présence d'un signal supplémentaire du à une fissure risque donc de ne pas être visible. Cet inconvénient peu quelques fois être minimisé par l'utilisation de traitement de signal approprié. Lorsque le défaut que l'on cherche à caractériser n'est pas une fissure macroscopique (par rapport à la longueur d'onde), mais une densité de microfissures, in n'y a pas ou peu de signaux.

Par contre la vitesse, l'amplitude, et éventuellement la dispersion des ondes peuvent évoluer et alors servir d'indicateurs.

Les outils d'analyse de la propagation d'ondes sont très variés. Il est en général préférable de détecter une fissure ou un endommagement diffus avant que ceux -ci ne soient trop importants. Lorsque la longueur d'onde reste plus faible que la dimension de la fissure, le signal de l'onde ultrasonore n'est que très rarement détectable. En effet ce signal peut être de faible amplitude, et / ou noyé dans des recombinaisons dues à l'hétérogénéité éventuelle du matériau. Lorsque le défaut de caractérise par une densité de fissures beaucoup plus petites que la longueur d'onde, les variation de vitesse, d'atténuation ou de dispersion , peuvent être lises en évidence par des outils aussi élaborés que les distributions de Wigner-Vile , ou aussi simple que les mesures de vitesse .

III.6.1 Méthode par réflexion d'impulsion ultrasonore

La mesure par réflexion utilise un seul transducteur ultrasonore excité par des impulsions électriques.

Le transducteur est alternativement émetteur et récepteur. Il émet une onde ultrasonore longitudinale qui se propage dans la pièce à contrôler et de direction perpendiculaire à la surface à examiner. Toute discontinuité du milieu sondé entraîne la réflexion d'une partie de l'onde ultrasonore. L'analyse a pour but ensuite d'évaluer les échos réfléchis. La mesure de l'intervalle de temps séparant le signal électrique d'entrée et le signal électrique de retour indique la position en profondeur du défaut. L'amplitude et la forme des signaux des échos de défauts sont caractéristiques de la nature et de la dimension des défauts. La mesure consiste à détecter les échos ultrasons caractéristiques des défauts ayant des amplitudes supérieures à 50% de l'écran figure 1.16 [35]

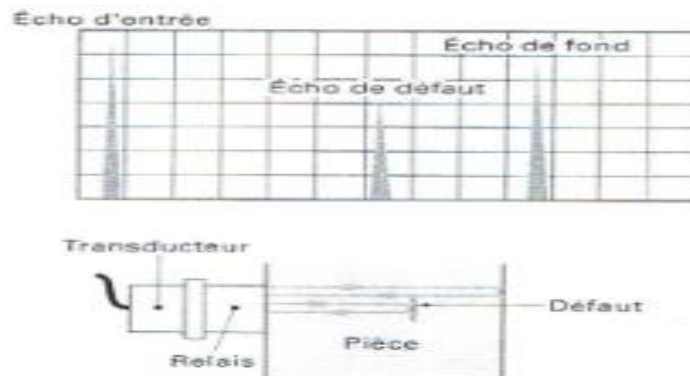


Figure III.16 Contrôle par réflexion : identification d'un défaut

III.6.2 Méthode par transmission d'impulsion ultrasonore

Dans certains cas, au lieu d'une analyse des ondes transmises vers le palpeur émetteur, on utilise un second palpeur placé à l'opposé du premier et qui sert uniquement de récepteur. Les impulsions ultrasonores reçues par ce palpeur, convenablement synchronisées et amplifiées, permettent de caractériser la transmission des ultrasons au travers de la pièce, lorsque un défaut intercepte l'onde, une partie de l'énergie ultrasonore n'est pas transmis par conséquent, l'énergie du signal de l'onde reçue par le capteur récepteur se trouve diminuée sur la figure III.17

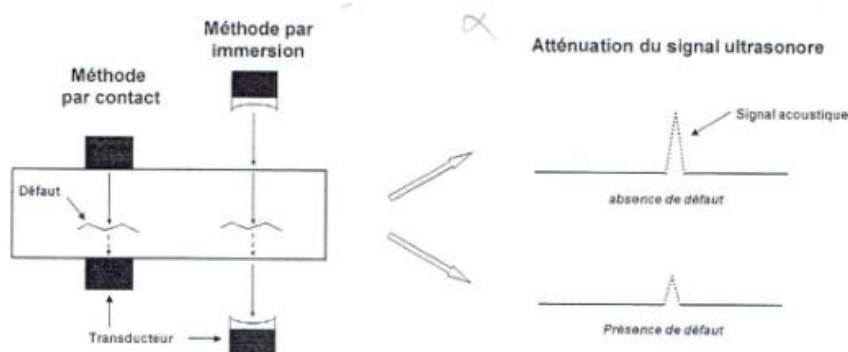


Figure III.17 Principe de la méthode par transmission

III.6.3 Calcul du temps de vole de l'onde ultrasonore

L'onde ultrasonore émise se propage à une vitesse qui dépend des caractéristiques du milieu [27], A l'interface de deux milieux, une partie de l'onde est réfléchiée et une partie est transmise, tel que présenté au paragraphe précédent. La durée entre l'instant d'émission du signal et l'instant de réception du signal réfléchi (écho) est appelée le temps de vol de l'onde ultrasonore dans le milieu étudié, noté T_v comme le montre la figure III.18

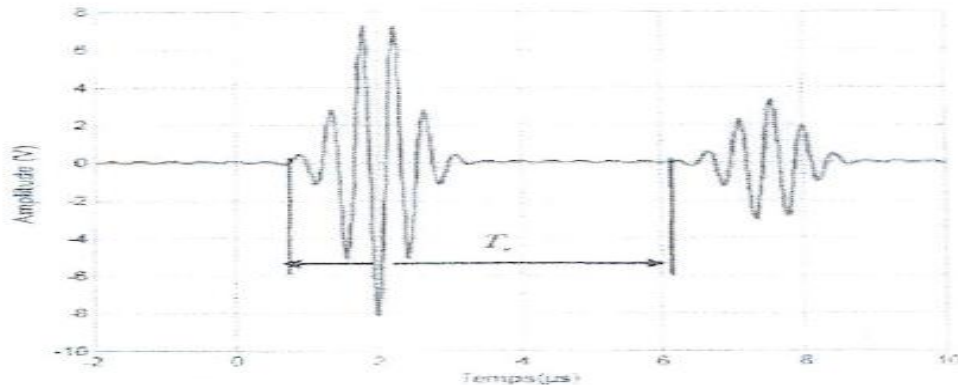


Figure III.18 Mesure du temps de vol d'une onde ultrasonore après une réflexion simple.

III.7 Application de l'analyse par ondelettes à la détection de fissures par ultrason

L'échographie est la technique de base de l'évaluation non destructive par ultrasons.

Elle consiste à exploiter les échos provenant des diverses inhomogénéités rencontrées par l'onde,. Deux phénomènes extrêmes jouent un rôle important dans la formation des échos : les réflexions, dues aux objets de grande dimension devant la longueur d'onde (interfaces,...) et les diffusions (inclusion) il a été montré que les signaux de réflexion sont en gros des copies du signal émis par le transducteur, et les signaux de diffusion des copies de la dérivée seconde de ce signal. On peut donc s'attendre à ce que les objets de dimension intermédiaire, comme les têtes de fissure, donnent des signatures intermédiaires. C'est effectivement ce qu'il a été constaté expérimentalement : un écho d'inclusion est sensiblement la dérivée d'un écho de tête de fissure, et lui-même donc la dérivée d'un écho d'interface. D'où la méthode de discrimination de signaux de fissures qui consiste à apprécier si un signal échographique est proche d'un écho de diffusion (défaut ponctuel - faible nocivité) ou de son intégrale (bord de fissure – forte nocivité) [19]

Conclusion

En dehors de cas simples de pièces parallélépipédiques contrôlées en incidence normal pour lesquelles l'interprétation des échogrammes ne pose généralement pas de problèmes, l'examen ultrasonore nécessite de grandes précautions pour sélectionner les signaux d'échos intéressants, En effet, le parcours mis en œuvre pour obtenir des échos de défaut peut être complexe et comporter

des réflexions multiples. L'inspection nécessite souvent plusieurs sondages avec des palpeurs et des configurations différentes et nécessite aussi beaucoup de moyens matériels et expérience personnels, même dans le cas d'une interprétation faite avec un seul type de contrôle, plusieurs passages sur le défaut sont nécessaires, en particulier, une rotation autour du défaut pour renseigner sur son caractère plan (fissure) ou volumique (porosité, soufflure, amas d'inclusion).

Chapitre 4 Etudes expérimentales

Introduction :

La propagation des ondes de Lamb dans un matériau anisotrope n'est pas toujours comprise complètement, c'est pour cette raison que beaucoup de chercheurs s'y intéressent. Les ondes de Lamb sont employées pour la caractérisation des matériaux [28], ainsi que pour le contrôle des endommagements dans les grandes structures [29, 30, 31]. Les matériaux composites auxquels on s'intéresse sont de faible épaisseur. Elles constituent des guides d'ondes dans lesquels les bords libres inférieurs et supérieurs modifient les vitesses de propagation et donnent au champ de déplacement des formes particulières, qui varient non seulement dans la direction de propagation, mais également dans l'épaisseur [32]. Notre étude a pour objectif principal de montrer la faisabilité de la détection des défauts macroscopiques en utilisant les ondes de Lamb dans des structures stratifiées aéronautiques. Pour la détection des défauts proprement dite, nous tenterons d'éclairer le lecteur sur la sensibilité relative à la détection du défaut et du type de matériau au sein duquel cet endommagement est susceptible d'apparaître. Ce chapitre constitue donc une partie essentielle de ce travail. D'abord, nous décrirons les différents matériaux étudiés, le processus de leur mise en œuvre et de l'introduction de défauts artificiels simples, la procédure expérimentale employée pour la génération et la détection des ondes de Lamb. Finalement, nous étudions l'anisotropie des plaques composites sans endommagement et avec endommagement, par la mesure des vitesses et atténuations. Le but de ce chapitre est de présenter une méthode

expérimentale de détection de défauts dans des plaques composites en utilisant la propagation des ondes de Lamb. Une fois les courbes de dispersion des ondes de Lamb tracées à partir d'un modèle de propagation dans des multicouches anisotropes, les angles d'incidence permettant, à une fréquence donnée de générer une onde de Lamb dans le matériau sont alors déterminés. La configuration de contrôle en transmission peut alors être optimisée. Des résultats expérimentaux sont présentés.

IV.1. ELABORATION :

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

IV.2. Les plaques élaborées :

- 1 Plaque composite stratifié (carbone / époxy)
- 3 plaques composites stratifié (verre / époxy) :
- Une plaque 4 plis
- Une plaque 8 plis
- Une plaque 12 plis

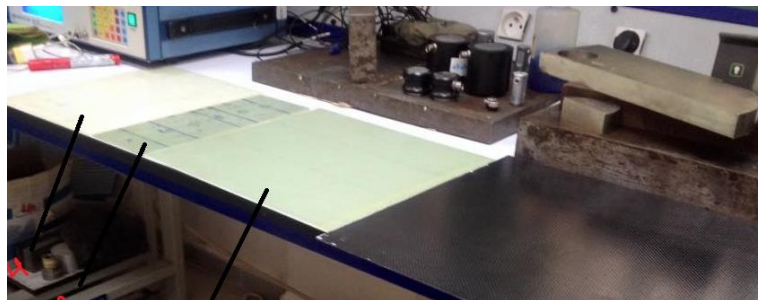


Figure IV.1 : les plaques élaborées

IV.3.Processus de fabrication :

Le procédé de mise en œuvre comprend essentiellement la réalisation de l'empilement de plis et le traitement thermique du composite. Le but du procédé est de faire fluer la résine et d'effectuer son durcissement. L'écoulement de la résine est important pour transformer l'empilement des plis pré imprégnés en un matériau continu. Ensuite, le matériau atteint ses propriétés finales par la réticulation de la résine époxyde. Un procédé couramment utilisé pour la mise en œuvre de composites stratifiés est le moulage sous vide: typiquement, le composite est mis dans une atmosphère inerte où, pendant plusieurs heures, la pression et la chaleur sont appliquées simultanément. Les principaux paramètres de réglage du procédé sont la température, la pression et le temps. Pour traiter le processus, la plaque stratifiée a été maintenue à une pression chaude de stratification constante à 120 C° pendant une durée de 1h30 à 2 heures. L'empilement des (4, 8,12) plis à polymériser est emballé dans un tissu d'arrachage perméable et placé sur un moule ou, comme dans notre cas, une plaque. Une feuille de tissu « téflonisé » placée en dessous du composite protège le moule du contact direct avec la résine. Au-dessus, un film poreux sépare le composite emballé du feutre de drainage. Ce dernier a pour fonction d'absorber l'excédent de résine dégagé par le composite au cours de sa mise en œuvre. L'ensemble est couvert par une bâche à vide attachée au moule par un joint d'étanchéité entourant toute la pièce élaborée. Ceci

permet d'aspirer l'air de l'intérieur du sac et de mettre le composite sous vide. La configuration complète réalisée pour le moulage au sac est représentée par la figure IV.2. La mise sous vide est nécessaire pour extraire les éventuelles occlusions d'air, la résine non réticulée étant légèrement adhésive à température ambiante pendant un certain temps, et l'air peut ainsi piéger entre deux plis au cours de l'empilement.

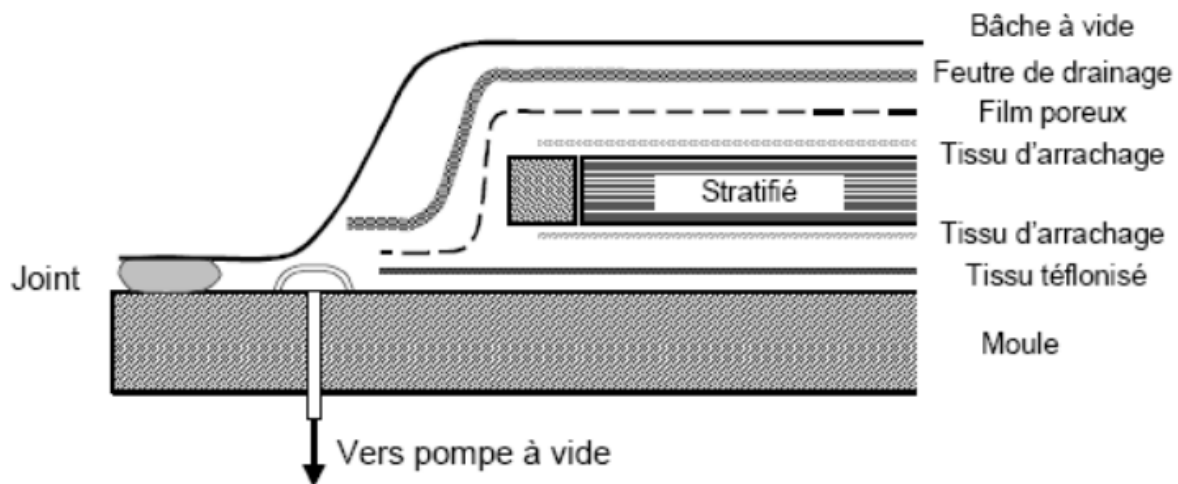


Figure IV.2 Disposition pour le moulage au sac à vide du stratifié.

IV .4. Fabrication d'une plaque stratifiée résine EPOCASTE / fibre en tissu de verre

IV.4.1 Tissu en fibre de verre :

Le tissu de verre utilisée est un tissu de verre type D (diélectrique) de référence BMS9-3 (figure IV.3) doté d'une architecture en satin, utilisé beaucoup plus dans les radomes d'avions à cause de ces propriétés diélectrique, il offre aussi de très bonne propriétés mécaniques .Les caractéristiques de ce tissu sont mentionnées dans le tableau IV.1

Tableau IV.1 : Les caractéristiques de tissu de verre type D

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
Géométrie des fibres	Cylindrique
Épaisseur (mm)	0.1
Résistance à la traction (N/mm ²)	140.29
Poids spécifique (g/m ²)	106



Figure IV.3: Tissu de verre type D

IV.4.2 La résine :

La résine utilisée dans le cadre de ce projet est de type époxyde insaturée fabriquée par la compagnie HUNTSMAN et commercialisée sous le nom de EPOCAST 50-A1 (figure IV.4). C'est une résine de haute qualité et de très grandes propriétés, facile à manipuler elle est utilisée pour la fabrication et les réparations des structures aéronautiques. Ses propriétés physiques et mécaniques sont récapitulées dans le tableau IV.2

Tableau IV.2 : Les propriétés physiques et mécaniques de EPOCAST 50-A1

Propriétés	Résine 50-A1
Couleur	Paille
Densité (g/cm ³)	1.21
Viscosité à 25 C° (mg/cm s)	77.7
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12



Figure IV.4. La résine EPOCAST 50-A1

IV.4.3. Le durcisseur

Le durcisseur utilisé est livré dans le kit EPOCAST 50-A1/HARDENER 946 (figure IV.5) de HUNTSMAN, car il est très compatible avec la résine EPOCAST 50-A1. Ses caractéristiques sont résumées dans le tableau IV.3

Tableau IV.3 : Les caractéristiques de durcisseur (HARDENER 946)

Propriétés	Durcisseur 946
Couleur	Orange-dore
Densité (g/cm ³)	1.05
Viscosité à 25C° (mg/cm s)	4000
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12



Figure IV 5 : HARDENER 946

- Propriété du kit EPOCAST50 A1/HARDENER 946 après polymérisation. Les propriétés du mélange de la résine 50-A1 avec son durcisseur (figure IV.5) après sept jours de polymérisation à température ambiante sont résumées dans le tableau IV.4



Figure IV.5: EPOCAST50 A1/HARDENER 946

IV.5 Matériel utilisé pour l'élaboration

1. Mastic d'étanchéité :

Rôle : Mastic performe pour l'étanchéité souple, facile à mettre en œuvre, il ne pollue pas l'outillage .il à une très bonne résistance chimique, et une compatibilité avec la plupart des outillages et des films.

2. Film de mise sous vide :

Rôle : Un film en nylon.il est imperméable et ne colle pas à la résine .il peut être considéré comme un agent démoulant.

3. Ruban adhésif :

Rôle : Ruban en téflon (poly tétra fluor éthylène) PTFE, il résiste à des températures jusqu'à 220C°.

4. Tissu d'arrachage :

Rôle : Il ne colle pas à la résine facilite le démoulage.

5. Feutre de drainage

Rôle : Il 100% en polyester non tissés, sa structure poreuse permet la bonne circulation de l'air. Lors de la mise sous vide il assure une pression uniforme sur toute la surface de la pièce.

6. Tissu perfore

Rôle : Il assure l'homogénéité de la résorption de la résine.

IV .6 Les étapes de stratifications :

IV .6.1 : verre /époxy

Pour arriver enfin à élaborer une plaque composite On doit suivre les étapes de stratifications une par une :

- Découpage du tissu verre selon le nombre de plis qu'on veut faire et l'épaisseur voulue.
- Préparation du moule.
- L'insertion du 1er pli ensuite le couvrir avec de la résine mélanger avec le durcisseur.
- L'insertion du 2eme pli et suivre le même procédé jusqu'au dernier pli.
- Le dépôt de tissu d'arrachage directement sur la dernière couche
- Le dépôt de tissu de drainage.
- le maintien de la pièce sous vide pendant 2 heures sous une pression de 0.8 bar et une température selon le cycle thermique.

On obtient Donc

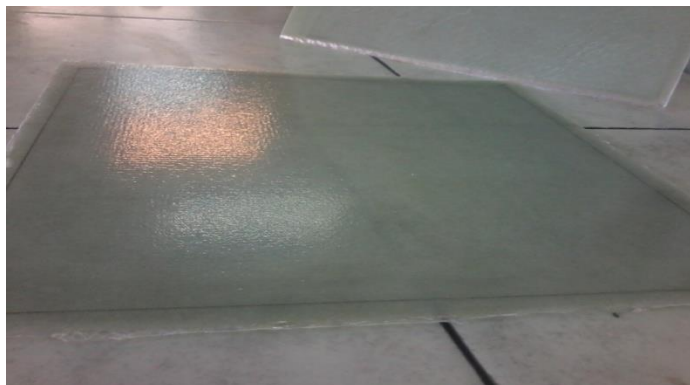


Figure IV.7 : la plaque verre / époxy finis

IV.6.2 Fabrication d'une plaque stratifiée résine epocaste /tissu en fibre de carbone

- Tissu en fibre de carbone

- Le renfort utilise est un tissu en fibres de carbone (figure IV .8) avec une architecture en taftas qui obéis à la norme BMS 9-8 type 1 classe 2, ses caractéristiques de tissage sont regroupées dans le tableau IV.4. Ce tissu est commercialisé par la compagnie BGF industrie.

Tableau IV.4: Les caractéristiques du tissu en fibres de carbone

Caractéristiques	valeurs
Norme	BMS 9-8
Architecture	TAFTAS
Géométrie des fibres	Rectangulaire
Epaisseur (mm)	0.2



Figure IV.8: Tissu en fibre de carbone

- La resine812INJ**

Est une résine époxyde (figure IV.8) modifiée par l'ajout de diluant pour faciliter le moulage sous vide .Son rapport massique (R_m) entre le monomère et le durcisseur est donné par le fournisseur $R_m = 2$.



Figure IV.9 : Resine812INJ

IV.7 Elaboration de la plaque carbone /époxy :

L'élaboration de la plaque composite en fibre de carbone ne diffère pas trop de celle de la plaque de verre / composite D'ailleurs c'est les mêmes étapes à suivre et même matériels utilisés.



Figure IV.10 Plaque carbone finis

IV.8. Exemple d'une Observations micrographiques d'une plaque composite :

Des observations microscopiques ont permis de caractériser la microstructure dont le but était d'obtenir une idée sur l'orientation des fibres. La découpe des échantillons considérés s'effectue, soit selon un plan parallèle à l'axe des fibres (coupe longitudinale), soit selon un plan perpendiculaire à l'axe des fibres (coupe transversale). L'échantillon poli est examiné à l'aide d'un microscope optique ZEISS-Axio plan (agrandissement 100). L'orientation des fibres est indiquée en regardant l'image microscopique (figure IV.10) où les fibres 90° semblent circulaires tandis que les fibres 45° apparaissent comme ovales. Les fibres 0° apparaissent en tant que de longs rives ou cylindres.

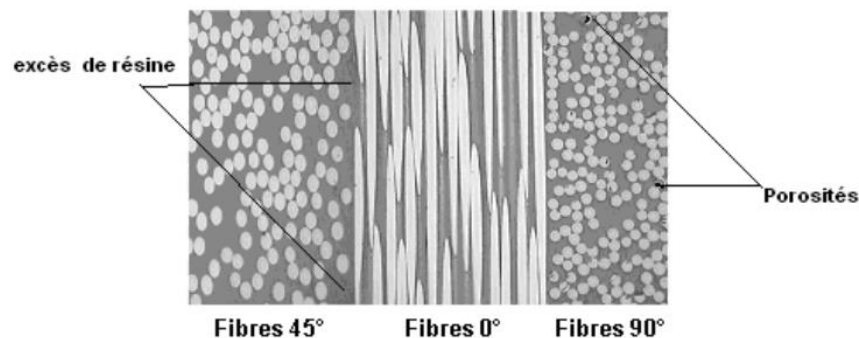


Figure IV.11 Exemple de la Micrographie optique de l'interface entre trois plis : coupe à 90° , à 0° et à $\pm 45^\circ$

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

IV.9 Caractérisation du matériau d'étude :

La connaissance du comportement des matériaux composites (caractérisation) après élaboration est primordiale pour effectuer le contrôle, la caractérisation d'un matériau peut se faire selon deux méthodes :

- **la méthode destructive** : ou essais mécaniques. L'essai mécanique nous permet la détermination des propriétés mécaniques (module de Young, module de poisson et module de cisaillement) de chaque matériau, les essais sont effectués sur des éprouvettes coupées à partir de la plaque élaborée.
- **La méthode non destructive** : Ou le contrôle non destructif, la mesure des vitesses Longitudinal et transversal nous permet de déterminer le module de Young et le module de poisson.



Figure IV.12 les éprouvettes pour les essais mécaniques

IV.10 / Essais mécaniques et matériels utilisés

IV.10.1. Essais de traction

IV.10.2 Objectif et principe

Parmi tous les essais mécaniques, l'essai de traction est certainement l'essai le plus fondamental. Il sert à déterminer la principale caractéristique mécanique telle que le module d'élasticité, le coefficient de poisson, la limite d'élasticité, la résistance à la rupture, l'allongement après rupture et le coefficient de striction. Son excusions est facile et les résultats obtenus servent à dimensionner toutes sortes de pièces.

L'essai de traction est généralement réalisé en introduisant une éprouvette dans une machine de traction universelle. Cette machine consiste en une base plane et un piston hydraulique ayant un mouvement linéaire perpendiculairement à cette même base. De plus des mâchoires (hydrauliques ou manuelles) se trouvent sur le piston ainsi que sur la base. Ces dernières sont installées de sorte à ce que leurs axes soient colinéaires avec celui du piston. Alors, une fois l'éprouvette insérée dans les mâchoires, le piston est déplacé verticalement et la force axial nécessaire à ce déplacement est enregistrée (33)

Les études et les normes concernant l'éprouvette de traction recommandent en général d'utiliser une éprouvette plate dont la longueur de la section utile ait un ordre de grandeur 10 fois supérieur à la largeur. En effet, le rapport largeur / longueur doit prendre une certaine valeur pour dissiper les effets de saint-venant (champ de contrainte complexe au voisinage du lieu d'application de la charge) (34)

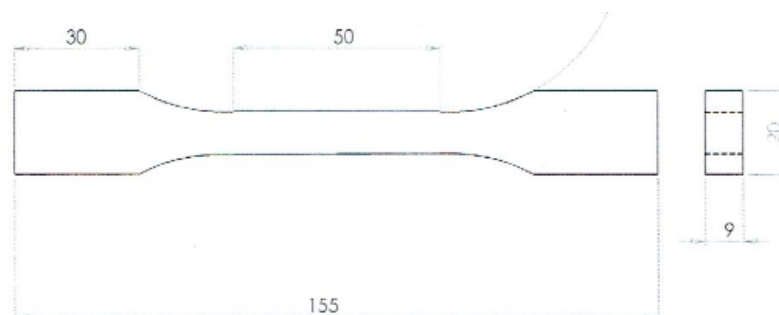


Figure IV.13 : la forme de l'éprouvette

IV.10.3. Banc expérimental pour les essais de traction.

Introduction au banc d'essais.

La figure IV.13 montre le banc expérimental pour les essais de traction, on observe un échantillon, monté sur la machine de traction, équipé d'un système extensomètre.

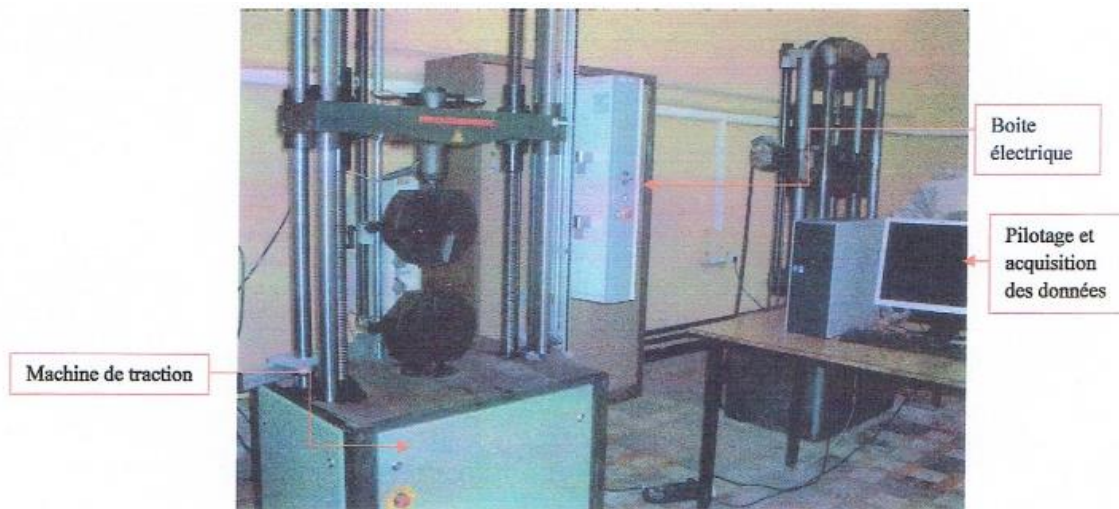


Figure IV.14 Banc expérimental pour les essais de traction

Les essais de traction réalisés sur les éprouvettes en matériaux composites ont été effectués sur une machine de traction Zwick/ Roell type ZMART .PRO qui existe au niveau du Laboratoire Génie mécanique (LGM) de la faculté de génie mécanique de L'université de Boumerdes , sa capacité maximale est de 200KN . Un logiciel d'expertise Test Xpert II, facilite le contrôle de l'essai en cours et permet l'acquisition des données nécessaires.

Les courbes contraintes-déformations relevées permettent d'obtenir le module de Young à un certain ϵ , la contrainte à la rupture et l'allongement à la rupture.

IV.11. Contrôle Non destructif

Le contrôle non destructif est utilisé pour détection de défauts de toutes sortes (fissures, inclusions, porosités), pour mesure de profondeur ou épaisseur (par exemple : pièce dont un seul côté est accessible, sondage des fonds marins etc.), et pour mesure des constants élastiques par l'intermédiaire d'une mesure de la vitesse du son. Lors de propagation de la vitesse du son dans les milieux solides ne dépend pratiquement pas de la fréquence en dessous de quelques MHz, il est possible de déterminer les constants élastiques par l'intermédiaire du temps de transmission d'une impulsion. Pour le mesurer, un signal électrique est transformé en onde de déformation par un transducteur piézoélectrique. Cette onde se propage dans l'échantillon puis se réfléchit et refait le chemin inverse. On mesure le temps τ entre deux échos successifs sur l'oscilloscope et on en déduit la vitesse des ondes ultrasonores : $V = 2e/\tau$(IV.1) L'utilisation de transducteurs qui génèrent des ondes longitudinales ou transversales permet de remonter aux caractéristiques d'un matériau élastique linéaire et isotrope par les deux vitesses associées V_L et V_T Les propriétés mécaniques sont en relation (les deux relations déjà mentionnées dans le chapitre précédent) avec la vitesse et la masse volumique comme suit :

$$V_L = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (\text{IV.1}) \quad , \quad \sqrt{\frac{E}{2\rho(1+\nu)}} \quad (\text{IV.2})$$

Avec :

V_L : vitesse de propagation de l'onde longitudinale ;

V_T : la vitesse de propagation de l'onde transversale ;

ρ : masse volumique du matériau; (étant mesuré par poussé Archimède) ;

E : module de Young ;

ν : coefficient de poisson .

A partir de ces formules, on déduit les propriétés d'élasticité comme suit :

$$E = \rho V_L^2 \quad (\text{IV.3})$$

$$\nu = \frac{1}{2} \frac{V_L^2 - 2V_T^2}{V_L^2 - V_T^2} \quad (\text{IV.4})$$

IV .12. CONTROLE DE MATERIAUX

IV.12.1 Ondes de Lamb :

Lorsqu'on observe les ondes élastiques se propageant dans une plaque fine, Normalement, les dispositifs à ondes de Lamb sont conçus pour travailler à faible produit fréquence-épaisseur

Les ondes de plaque apparaissent lors de la vibration des plaques minces dont l'épaisseur est comparable, voire plus petite que la longueur d'onde [35]. L'onde de Lamb est une onde de plaque. On distingue les ondes symétriques pour lesquelles les déplacements des faces de la plaque s'effectuent de façon symétrique par rapport à un plan méridien (Fig IV.15 a), et les ondes antisymétriques dont les déplacements des faces sont dans le même sens (Fig.IV.15b). Il existe plusieurs modes possibles qui sont liés à la fréquence et à l'épaisseur de la plaque. Lorsque celle-ci devient très épaisse, la distinction entre ondes de Lamb et de Rayleigh est difficile, car les ondes de plaques se réduisent à deux ondes se propageant sur les deux faces de la plaque et se comporte comme des ondes de Rayleigh [35]

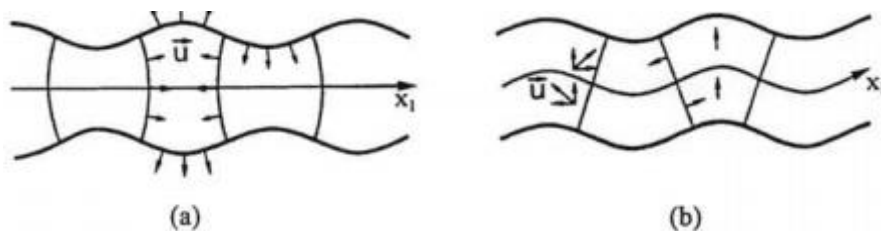


Figure IV.15 : Ondes de Lamb: (a) ondes symétriques ; (b) ondes antisymétriques.

IV.12.1.1 THEORIE DES ONDES DE LAMB

Les ondes de Lamb sont des perturbations élastiques se propageant dans des plaques lorsque l'épaisseur est du même ordre de grandeur que la longueur d'onde. Ces ondes de plaques sont dispersives [35]. L'équation caractéristique de dispersion s'écrit sous la forme suivant:

$$(k^2 - q^2) \cos(\varphi + \alpha) \sin(\varphi + \alpha) + 4k^2pq \sin(\varphi + \alpha) \cos(\varphi + \alpha) = 0 \quad (1)$$

Dans cette expression, p et q sont donnés par :

$$p = \sqrt{\frac{\omega^2}{v_L^2} - k^2}, q = \sqrt{\frac{\omega^2}{v_T^2} - k^2} \quad (IV.5)$$

Où ω est la pulsation, k est le nombre d'onde correspondant au mode recherché, et sont respectivement les vitesses de propagation des ondes longitudinale et transversale dans le matériau. La discrimination entre les modes symétriques et antisymétriques est donnée par le paramètre α . Dans le cas des modes symétriques $\alpha = 0$ alors que pour les modes antisymétriques $\alpha = \pi/2$

IV. 12.1.2. Courbes de dispersion :

Les structures composites sont anisotropes et multicouches. L'étude de la propagation des ondes de Lamb dans ce type de matériaux est complexe. Cependant, de nombreux auteurs ont permis d'établir analytiquement les courbes de dispersion et la forme des modes. Pour le cas de notre matériau (carbone, époxy), (verre, époxy) le calcul des courbes de dispersion a été déjà réalisé par Thomas Monnier [36] au cours de sa thèse, effectué à l'aide d'un programme Matlab. La figure IV.16 présente les courbes de dispersion des vitesses de phase et de groupe. On distingue deux types de modes, les modes symétriques et les modes antisymétriques. Les modes d'ordre zéro ou fondamentaux S0 et A0 sont les seuls à se propager à basse fréquence. Expérimentalement, il est possible de limiter la dispersion du signal en choisissant des produits fréquence \times épaisseur entre 0.5 et 5 MHz.mm. En effet, seuls les modes A0 et S0 sont alors présents. Ces modes sont de plus peu dispersifs (vitesse de phase et de groupe peu différentes) dans ce domaine de fréquence.

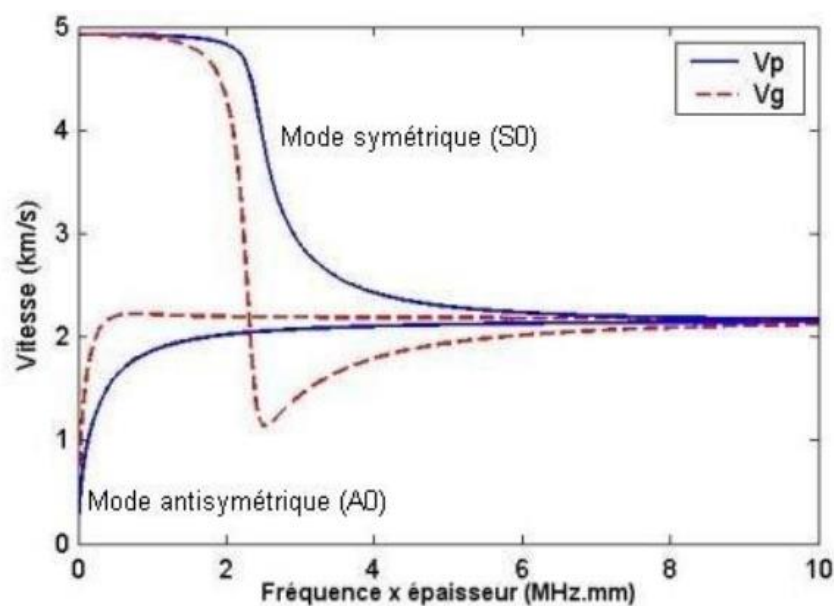


Figure IV.16 Exemple de Courbes de dispersion des modes S0 et A0 pour un stratifié quasi-isotrope constitué de plis tissés de carbone [0°, 45°, 90°, -45°]S

IV. 13. Transducteurs et instrumentation :

IV.13.3. techniques de contrôle :

IV.13.3.1. contrôle par contact

Le traducteur est directement placé sur la pièce à contrôler. La liaison acoustique est assurée par une couche d'agent de couplage : graisse, huile, colle cellulosique, gels spéciaux dont l'épaisseur est de l'ordre du dixième de millimètre. Cette technique, dite palpage, est surtout employée lors de contrôles manuels. Elle nécessite l'intervention d'un opérateur (figure IV.17)

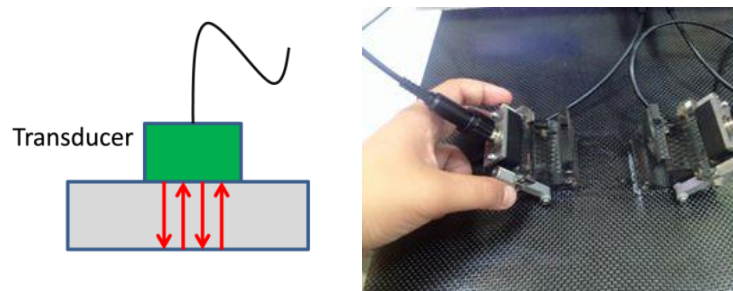


Figure IV. 17 : Méthode par contact

IV.13.3.2. Contrôle par immersion

Les transducteurs, piézoélectriques, peuvent être plus ou moins éloignés de la pièce, le dispositif étant plongé dans l'eau afin de permettre une meilleure propagation des ondes ultrasonores [37]. (Figure IV.18).

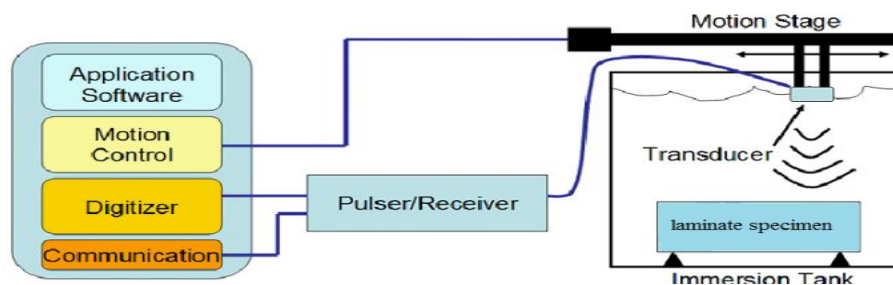


Figure IV. 18 : Méthode par immersion

IV.13.1. Transducteurs :

IV.13.2. Transducteurs utilisés :

Figure IV.19 transducteurs utilisés

IV.14. Partie expérimentale

IV.14.1. Description du protocole expérimental

Notre objectif dans cette partie s'articule sur la caractérisation et le contrôle des stratifiés composites par onde de Lamb. Cette dernière comprend en 1^{er} lieu la mesure de l'atténuation, en

2° lieu le calcul de la vitesse de propagation (V_p) et en dernier lieu la partie contrôle qui comprend la détection de défauts artificiels insérés dans les plaques en fibre de verre.



Figure IV.20 : PROTOCOLE EXPERIMENTAL

Plusieurs types d'ondes ultrasonores sont susceptibles de se propager dans les milieux solides. Ces ondes se différencient les unes des autres par :

- la forme et la direction des trajectoires qu'elles impriment aux particules du matériau dans lequel elles se propagent,
- la vitesse de propagation ou célérité
- la distance dans laquelle elles sont susceptibles de se propager dans le matériau.

On distingue quatre types d'ondes ultrasonores : les ondes longitudinales ou de compression, les ondes transversales ou de cisaillement, les ondes de surfaces ou de RAYLEIGH et les ondes LAMB ou de plaque.

les plaques étudiées sont des plaques de faibles épaisseurs, on s'intéressera alors de notre étude sur l'utilisation des ondes de Lamb.

IV .14.2. Caractérisation par onde de Lamb :

La caractérisation des matériaux composites par onde de Lamb se fait par :

- Mesure d'atténuation
- Les courbes de dispersion (Calcul de la vitesse de propagation)

IV .14.2.1. Mesure de l'atténuation:

En électronique, l'atténuation ou affaiblissement est la diminution relative de la puissance d'un signal au cours de sa transmission. C'est le rapport entre la valeur efficace du signal à la sortie par celle à l'entrée de la section considérée.

L'atténuation, que ce soit dans les lignes de transmission ou dans la transmission hertzienne, est une grandeur importante dans les télécommunications, dont elle est un facteur limitatif. Ce concept sert aussi en acoustique, notamment en acoustique environnementale pour le calcul de l'isolation phonique. Dans les circuits électroniques, les montages atténuateurs servent pour l'adaptation du niveau du signal entre des parties d'un appareil, sans en modifier d'autre part les caractéristiques.

IV.14.2.1.1 Manipulation I



Objectif de la manipulation

Les étapes de la manipulation se présentent comme suit :

- en premier, on prépare les échantillons pour la mesure (quatre plaques et 4 fréquences différentes)
- la mesure de l'atténuation sera faite en une distance fixe pour chaque plaque [50mm, 140mm].
- on procède à l'enregistrement des signaux à chaque distance, par un pas de 5 mm à l'aide de l'oscilloscope.
- les signaux enregistrés seront transférés vers l'ordinateur afin de tracer les courbes d'atténuation de chaque plaque, par le logiciel Origine pro8
- Les fréquences utilisées pour la mesure sont : $F_1 = 0,5 \text{ MHz}$, $F_2 = 1 \text{ MHz}$, $F_3 = 2,25 \text{ MHz}$, $F_4 = 5 \text{ MHz}$

Note Les courbes d'atténuation présentent la variation de la valeur de l'amplitude du signal en fonction de la distance.

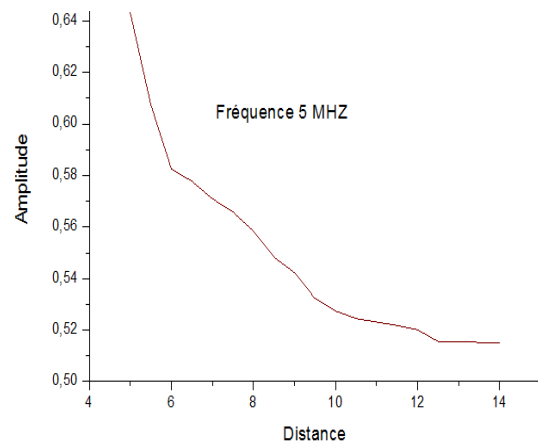
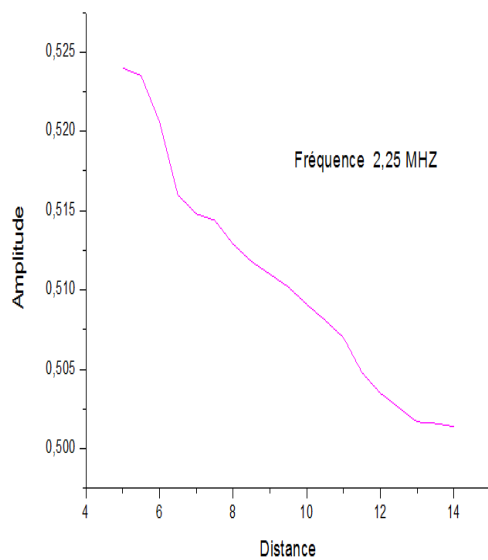
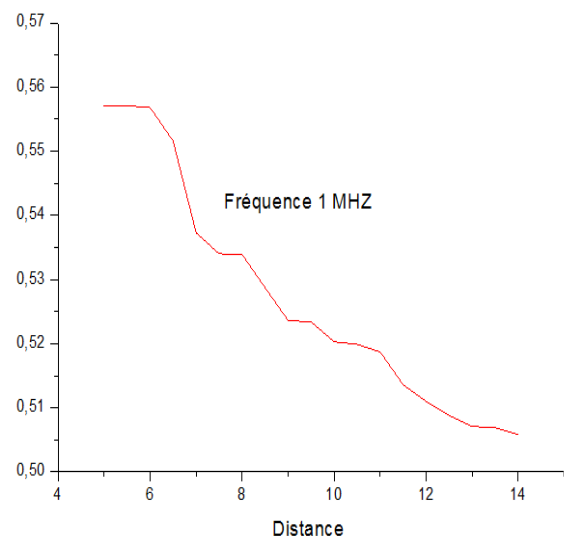
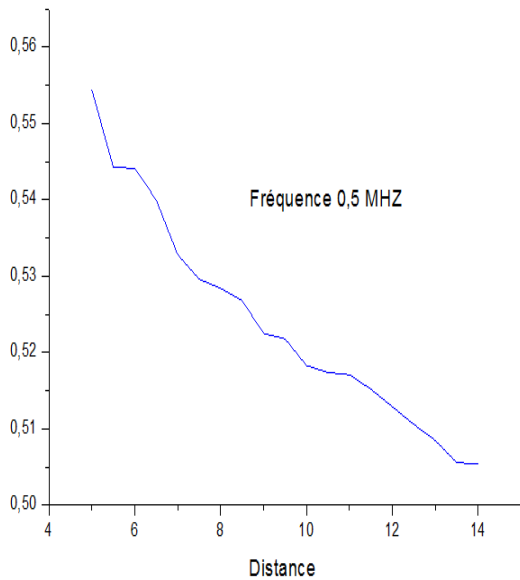
Présentation des résultats obtenue pour la mesure d'atténuation pour chaque plaque :

➤ 4 plis

F= 0,5 MHz			F=1 MHz			F=2,25 MHz			F=5 MHz		
D mm	A db	T(ms) 10^{-5}	D Mm	A dB	T(ms) 10^{-5}	D mm	A (db)	T(ms) (10^{-5})	D (mm)	A (db)	T(ms) 10^{-5}
50	0,5544	3,97	50	0,5571	4,14	50	0,524	3,94	50	0,6433	3,91
55	0,5443	4,09	55	0,5571	4,15	55	0,5234	4,03	55	0,6075	4,03
60	0,5441	4,22	60	0,5568	4,16	60	0,5206	4,14	60	0,5826	4,16
65	0,54	4,36	65	0,5516	4,28	65	0,5160	4,28	65	0,5778	4,32
70	0,5328	4,48	70	0,5373	4,43	70	0,5148	4,43	70	0,571	4,46
75	0,5296	4,63	75	0,5340	4,68	75	0,5144	4,60	75	0,5659	4,79
80	0,5284	4,75	80	0,5339	4,71	80	0,5129	4,72	80	0,5584	4,94
85	0,5268	4,86	85	0,5287	4,84	85	0,5118	4,86	85	0,5583	5,09
90	0,5225	5,02	90	0,5236	5,13	90	0,511	4,98	90	0,5523	5,22
95	0,5218	5,18	95	0,5234	5,28	95	0,5102	5,13	95	0,5323	5,37
100	0,5183	5,34	100	0,5203	5,39	100	0,5091	5,27	100	0,5274	5,52
105	0,5174	5,47	105	0,5199	5,63	105	0,5081	5,65	105	0,5245	5,66

110	0,5171	5,62	110	0,5187	5,78	110	0,5070	5,79	110	0,5231	5,80
115	0,5152	5,75	115	0,5136	5,93	115	0,5048	5,93	115	0,5218	5,93
120	0,5129	5,89	120	0,511	6,06	120	0,5035	6,05	120	0,5201	6,08
125	0,5106	6,01	125	0,5088	6,21	125	0,5026	6,20	125	0,5156	6,36
130	0,5085	6,17	130	0,5071	6,34	130	0,5017	6,34	130	0,5156	6,51
135	0,5056	6,29	135	0,5069	6,49	135	0,5016	6,48	135	0,5152	6,66
140	0,5054	6,44	140	0,5058	6,62	140	0,5014	6,68	140	0,5149	6,72

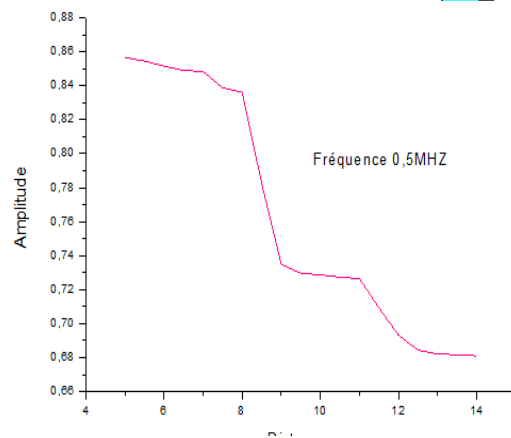
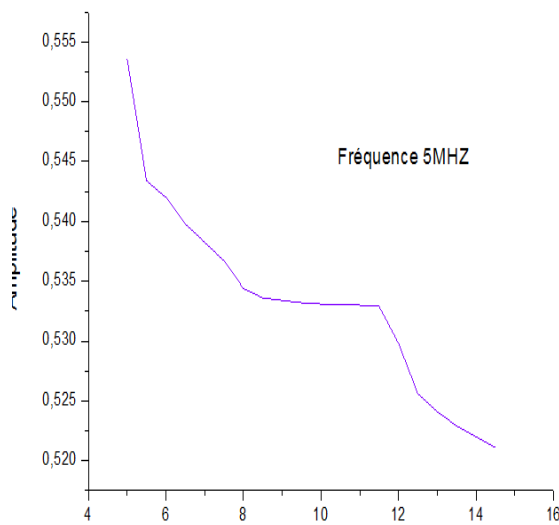
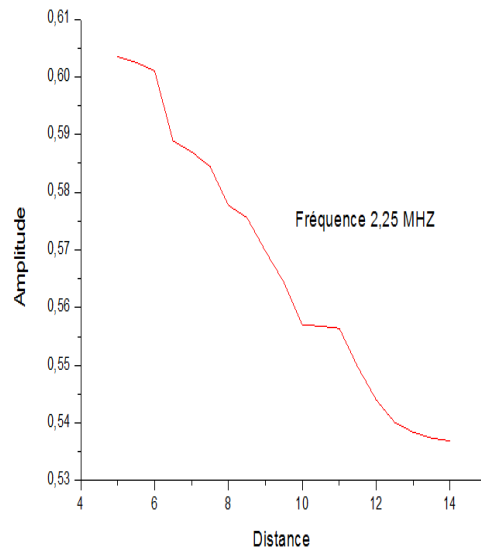
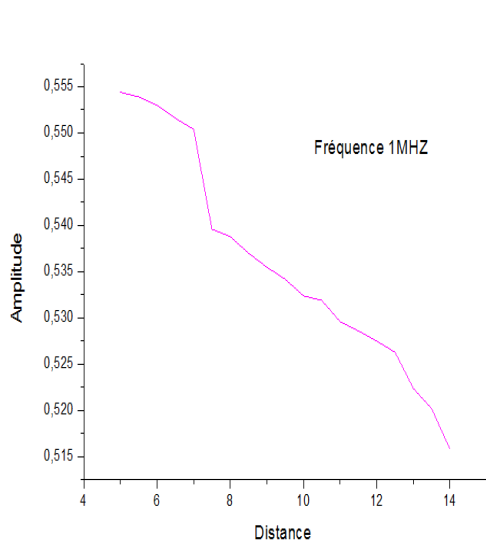
Les courbes obtenues pour la plaque de 4 plis :



➤ **Plaque 8 plis**

F= 0,5 MHZ			F=1 MHZ			F=2,25 MHZ			F=5 MHZ		
D(mm)	A (db)	T (ms) (10⁻⁵)	D (mm)	A (db)	T (ms) (10⁻⁵)	D (mm)	A (db)	T(ms) (10⁻⁵)	D (mm)	A (db)	T (ms) (10⁻⁵)
50	0,8566	3,87E-05	50	0,5544	3,73	50	0,6035	3,70	50	0,5435	3,52
55	0,8545	3,94E-05	55	0,5539	3,80	55	0,6025	3,75	55	0,543	3,58
60	0,8516	4,03E-05	60	0,553	3,87	60	0,601	3,85	60	0,5425	3,665
65	0,849	4,09E-05	75	0,5516	3,97	65	0,5889	3,95	65	0,5416	3,93
70	0,8484	4,19E-05	70	0,5504	4,25	70	0,587	4,02	70	0,5409	4,02
75	0,8388	4,27E-05	75	0,5396	4,34	75	0,5845	4,11	75	0,5395	4,11
80	0,8362	4,37	80	0,5388	4,41	80	0,5777	4,20	80	0,5388	4,19
85	0,7824	4,44	85	0,537	4,32	85	0,5756	4,29	85	0,537	4,29
90	0,7348	4,53	90	0,5355	4,41	90	0,5698	4,38	90	0,5365	4,36
95	0,7296	4,60	95	0,5342	4,49	95	0,5644	4,46	95	0,5344	4,45
100	0,7287	4,70	100	0,5324	4,59	100	0,557	4,64	100	0,5329	4,53
105	0,7273	4,80	105	0,5319	4,65	105	0,5568	4,72	105	0,5314	4,62
110	0,7265	4,87	110	0,5296	4,73	110	0,5564	4,75	110	0,5309	4,70
115	0,7092	4,96	115	0,5286	4,82	115	0,5497	4,81	115	0,5298	4,78
120	0,6931	5,05	120	0,5275	4,92	120	0,544	4,89	120	0,5277	4,87
125	0,6844	5,12	125	0,5263	5,02	125	0,5401	4,97	125	0,5265	4,95
130	0,6821	5,20	130	0,5224	5,08	130	0,5384	5,06	130	0,5243	5,04
135	0,6816	5,28	135	0,5202	5,15	135	0,5374	5,14	135	0,523	5,12
140	0,6810	5,38	140	0,5158	5,24	140	0,5369	5,22	140	0,5224	5,21

Les courbes obtenues pour chaque fréquence :

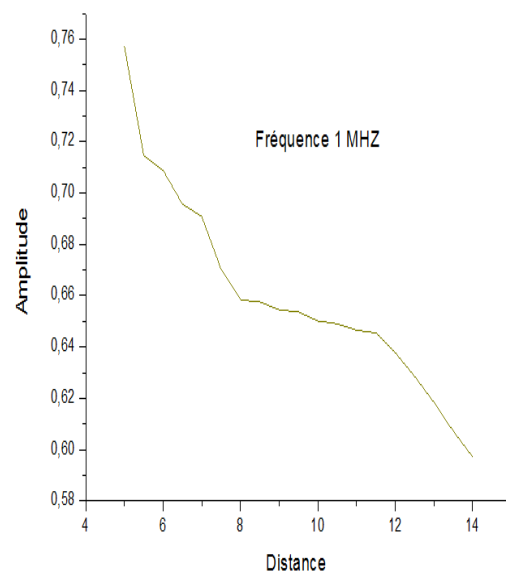
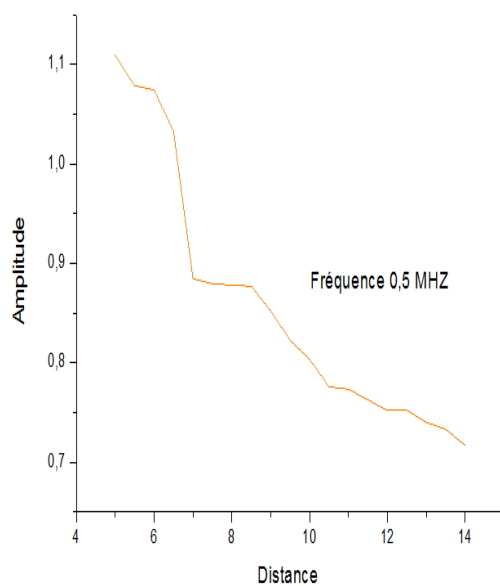


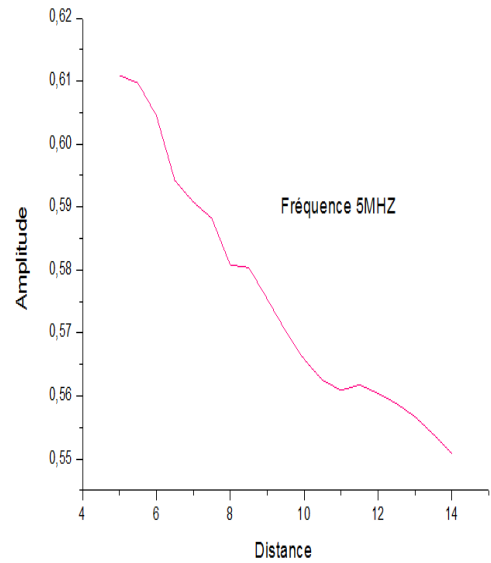
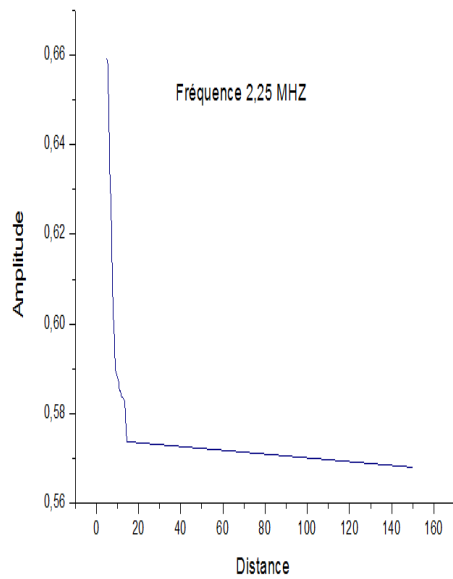
➤ **Plaque 12 plis**

F= 0,5 MHz			F=1 MHz			F=2,25 MHz			F=5 MHz		
D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)
50	1,1095	4,29	50	0,7572	3,94	50	0,6592	3,96	50	0,6109	3,89
55	1,0786	4,42	55	0,7146	4,01	55	0,6578	4,00	55	0,6097	4,02
60	1,0742	4,55	60	0,7089	4,44	60	0,6455	4,41	60	0,6045	4,44
65	1,0327	4,69	75	0,6957	4,57	65	0,6323	4,55	65	0,5942	4,59
70	0,8845	4,83	70	0,6908	4,72	70	0,6268	4,69	70	0,5908	4,68
75	0,8796	4,84	75	0,6702	4,84	75	0,613	4,82	75	0,5882	4,85
80	0,878	5,13	80	0,6584	4,95	80	0,6023	4,98	80	0,5808	4,99
85	0,877	5,24	85	0,6576	5,12	85	0,5981	5,11	85	0,5804	5,40

90	0,8519	5,36	90	0,6545	5,24	90	0,59	5,23	90	0,5754	5,51
95	0,8227	5,51	95	0,6537	5,38	95	0,5875	5,37	95	0,5703	5,68
100	0,8036	5,64	100	0,6502	5,49	100	0,5851	5,51	100	0,5658	5,72
105	0,776	5,78	105	0,6491	5,66	105	0,5851	5,64	105	0,5625	5,75
110	0,7736	5,90	110	0,6466	5,79	110	0,5838	5,76	110	0,5609	5,79
115	0,7627	6,06	115	0,6455	5,93	115	0,5836	5,92	115	0,5618	5,94
120	0,7521	6,20	120	0,6378	6,07	120	0,5834	6,04	120	0,5604	6,06
125	0,7523	6,29	125	0,6286	6,22	125	0,583	6,19	125	0,5588	6,20
130	0,7403	6,34	130	0,6185	6,35	130	0,578	6,33	130	0,5567	6,33
135	0,7332	6,48	135	0,6073	6,49	135	0,5738	6,46	135	0,5539	6,45
140	0,7171	6,61	140	0,5972	6,61	140	0,5681	6,60	140	0,5508	6,61

Les courbes obtenues pour chaque fréquence :



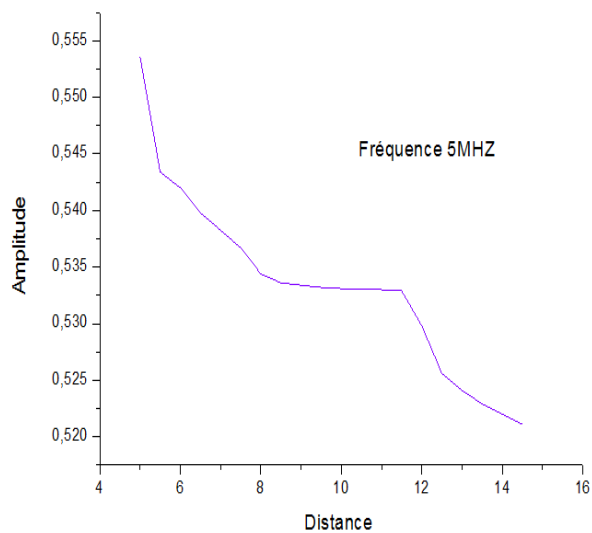
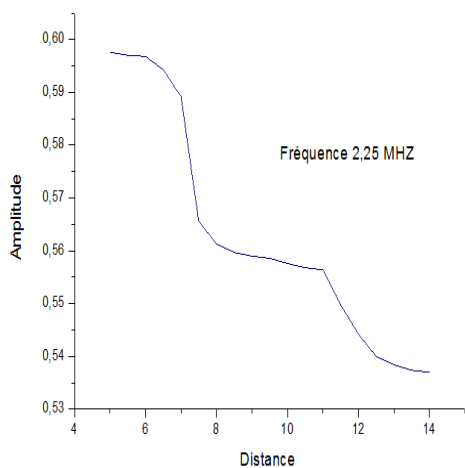
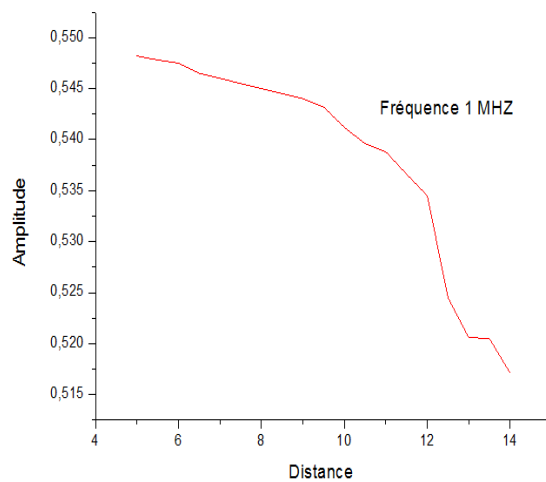
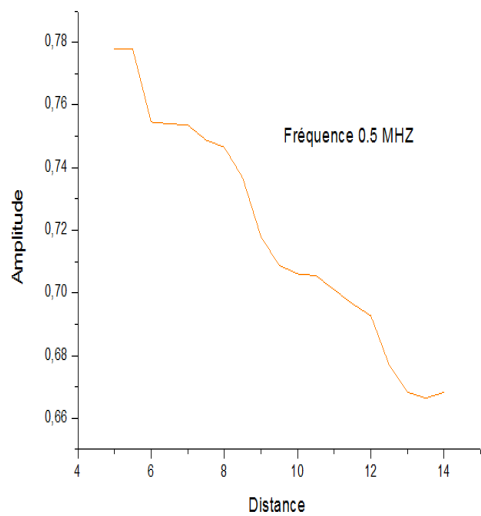


➤ **Plaque carbone / époxy 8 plis**

F= 0,5 MHz			F=1 MHz			F=2,25 MHz			F=5 MHz		
D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (dB)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (db)	T (ms) (10 ⁻⁵)	D (mm)	A (db)	T(ms) (10 ⁻⁵)
50	0,7779	3,84	50	0,5482	3,74	50	0,5976	3,69	50	0,5536	3,53
55	0,7778	3,95	55	0,5478	3,80	55	0,597	3,70	55	0,5434	3,58
60	0,7546	4,02	60	0,5475	3,87	60	0,5968	3,86	60	0,542	3,66
65	0,754	4,11	75	0,5465	3,96	65	0,5943	3,93	65	0,5398	3,93
70	0,7536	4,19	70	0,546	4,24	70	0,5892	4,03	70	0,5367	4,02
75	0,7488	4,27	75	0,5455	4,33	75	0,5656	4,12	75	0,5344	4,10
80	0,7465	4,36	80	0,545	4,40	80	0,5613	4,21	80	0,5336	4,19
85	0,7367	4,45	85	0,5445	4,40	85	0,5597	4,29	85	0,5334	4,29
90	0,7179	4,53	90	0,544	4,41	90	0,559	4,38	90	0,5332	4,36
95	0,7088	4,60	95	0,5432	4,49	95	0,5586	4,46	95	0,5331	4,45
100	0,7061	4,70	100	0,5412	4,57	100	0,5576	4,56	100	0,533	4,53
105	0,7055	4,79	105	0,5396	4,65	105	0,5568	4,64	105	0,533	4,62
110	0,6965	4,87	110	0,5388	4,74	110	0,5564	4,72	110	0,5329	4,70
115	0,6927	4,96	115	0,5366	4,82	115	0,5497	4,81	115	0,5298	4,79
120	0,677	5,04	120	0,53	4,90	120	0,54	4,90	120	0,52	4,87

				45			42			56	
125	0,6683	5,11	125	0,52 45	5,00	125	0,54	4,97	125	0,52 41	4,95
130	0,6664	5,19	130	0,52 06	5,07	130	0,53 84	5,06	130	0,52 29	5,04
135	0,6683	5,27	135	0,52 05	5,14	135	0,53 74	5,14	135	0,52 2	5,12
140	0,6672	5,34	140	0,51 71	5,22	140	0,53 7	5,22	140	0,52 11	5,21

Les courbes obtenues pour chaque fréquence :

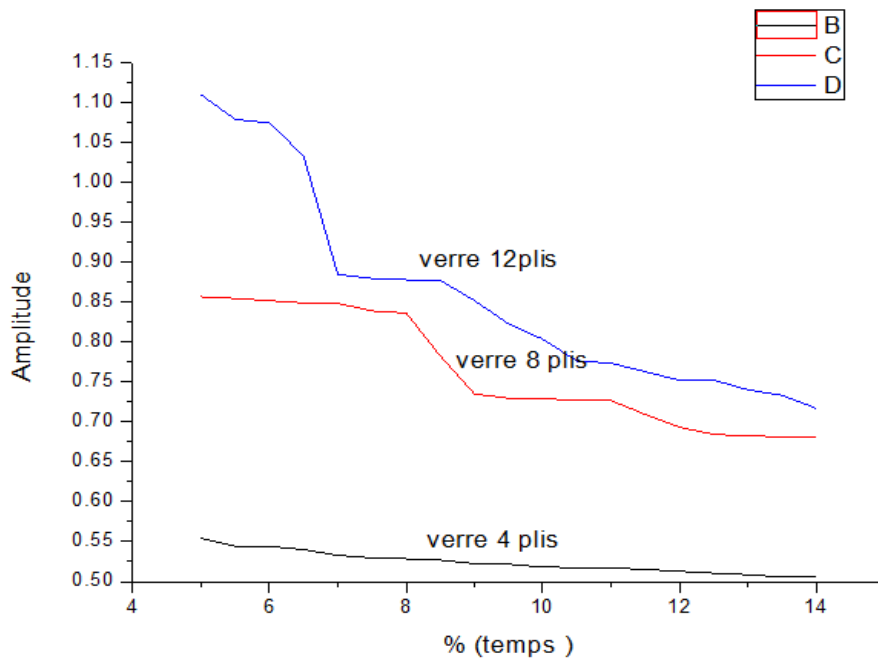


Analyse des résultats obtenus :

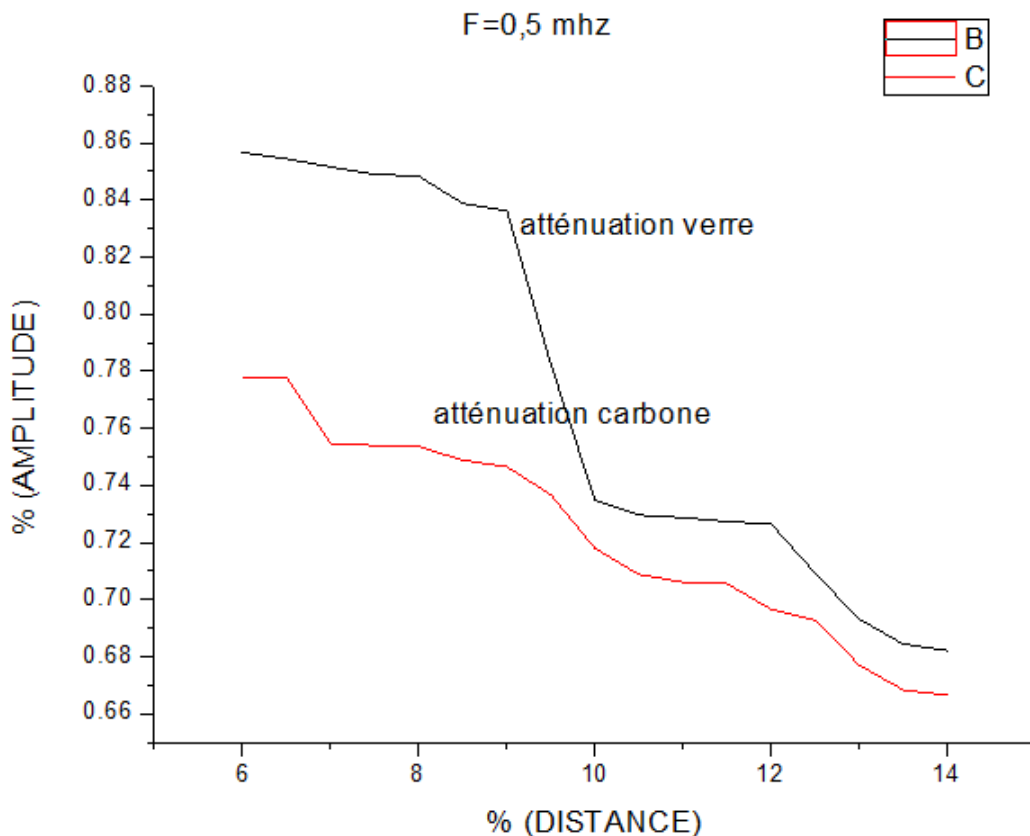
D'après le résultat obtenus, on remarque que chaque courbe est différentes de l'autre, l'allure n'est pas la même pour chaque fréquence.

Donc chaque plaque possède sa propre courbe d'atténuation.

Comparaison en terme d'épaisseur 4 plis , 8plis, 12 plis



Comparaison en terme de nature pour une même épaisseur (carbone / verre)



Analyse des résultats :

La comparaison des courbes d'atténuation entre plaques :

Si on observe bien les courbes, on remarquera que pour chaque plaque, le signal s'atténue, mais pas de la même façon, les courbes ne possèdent pas les mêmes allures bien que le phénomène qui se produit est le même (atténuation) .

Déduction

L'affaiblissement du signal avec la distance, est du à l'influence de la fréquence sur la propagation de l'onde, l'onde ultrasonore à du mal à se propager pour des fréquences très élevées. Voir la relation (IV.)

La fréquence est lié a l'amplitude du signal par cette relation :

$$\lambda = \frac{A}{f} \text{ (iv.)}$$

Avec :

λ : longueur d'onde (m)

A : amplitude du signal (V)

f : fréquence (Hz)

Cette relation explique bien le phénomène de l'atténuation, plus la fréquence est supérieur plus l'amplitude du signal est faible (longueur d'onde très petite donc elle ne peut pas atteindre de grand distance alors le signal s'atténue).

- Concernant la comparaison en termes de plis ou d'épaisseur pour une même nature, On remarque que le nombre de plis influence sur l'allure de la courbe d'Atténuation, donc l'atténuation ne dépend pas uniquement de la fréquence d'excitation mais aussi de l'épaisseur de la plaque
- D'après les résultats obtenues on remarque que les courbes d'atténuation (carbone / verre), possède la même allure pour une même fréquence.

IV.14.2.2 Mesure de la vitesse de propagation :

La caractérisation des matériaux composite comprend aussi le calcul des vitesses de propagation afin de tracer les courbes de dispersion pour chacune des plaques.

IV.14.2.2.1. Manipulation II

Objectif de cette manipulation

L'objectif de cette manipulation est de tracer les courbes de dispersion, cette courbe qui présente la variation de la vitesse de propagation avec le produit Fréquence – épaisseur, et de comparer les courbes de dispersion de chaque plaque.

les étapes de la manipulation :

- Préparation des échantillons 4plis verre, 8 plis verre, 8 plis carbone, 12 plis plis verre
- On fixe deux distance pareils pour toutes les plaque $D_1 = 70\text{mm}$ et $D_2 = 100\text{mm}$
- A l'aide de l'oscilloscope On procède à l'enregistrement des deux signaux d'amplitude correspondant aux deux distances D_1 et D_2 .
- On transfère les deux signaux sur l'ordinateur afin d'extraire les temps T_1 et T_2
- Une fois T_1 et T_2 obtenues, on calcule la vitesse de propagation V_p pour chaque plaque et fréquence, par la relation classique de la vitesse voir la relation (IV.)

$$V_p = \frac{D_2 - D_1}{T_2 - T_1}$$

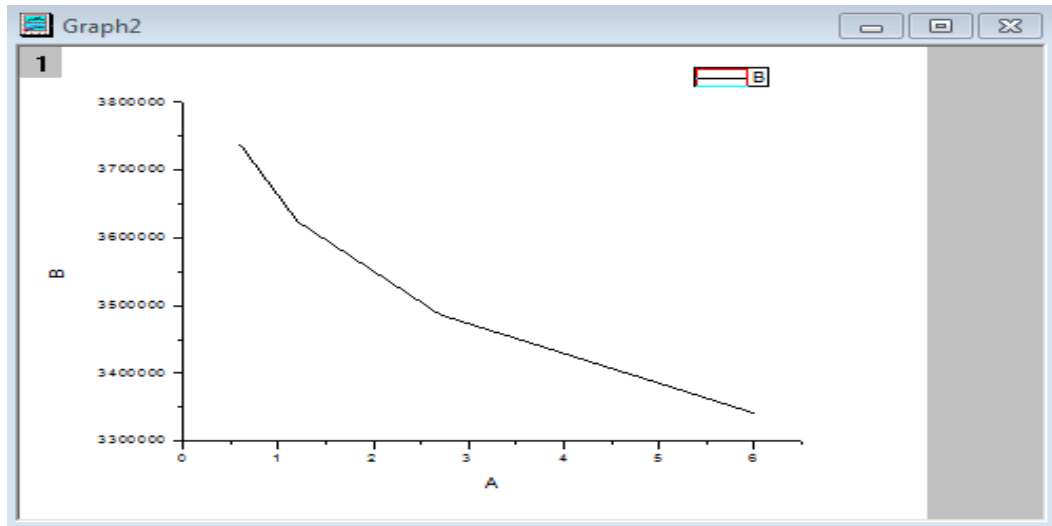
Les résultats obtenus sont illustré dans le tableau (IV.)

F MHZ	4 plis	8plis	12plis	Carbone 8
0,5	3737851,98	4328379,74	4746086,53	6500548,71
1	3624501,63	3772635,81	4484515,73	4942339,37
2,25	3486750,34	3680078,50	4105287,623	4302308,90
5	3341501,44	3519621,45	3984338,044	4137931,034

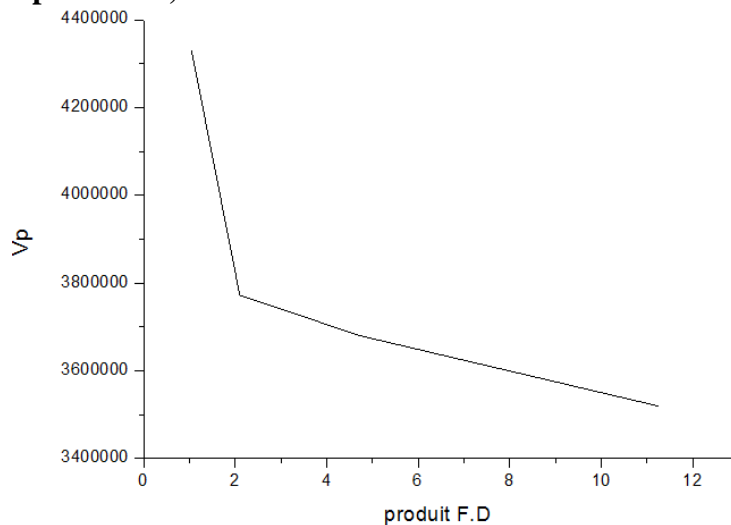
Tableau IV.9 calcul de vitesse de propagation

Les courbes de dispersion pour chaque plaque

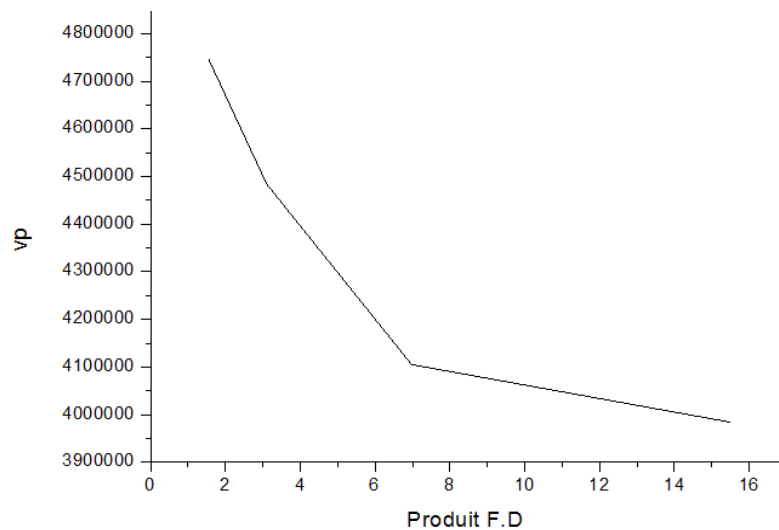
➤ 4 plis e = 1.2



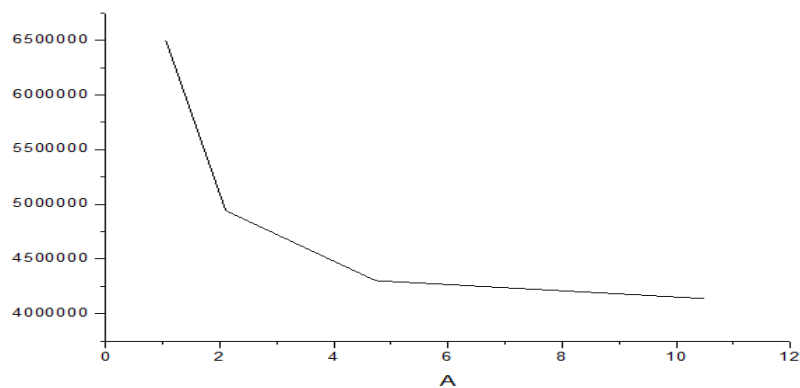
➤ 8 plis e = 2,1 mm



➤ **12 plis e= 3,1 mm**



➤ **Carbone 8 plis e=2,1**



Analyse des résultats obtenus

Les résultats obtenus dans le tableau (IV.) montre que la vitesse de propagation diffère d'une plaque à l'autre, et que la vitesse de propagation diminue en fonction du produit fréquence .épaisseur, l'onde a du mal à se propager quand la fréquence est trop élevée. la fréquence élevée perturbe la propagation de l'onde, les ondes ne sont pas dispersifs pour des fréquences très élevées.

IV.14.2.2.2. Manipulation III

Objectif de cette manipulation

L'objectif de cette étude est de montrer la faisabilité de détection de défaut par onde de Lamb et de voir donc l'influence de la taille du dommage sur l'amplitude du signal

L'insertion des dommages

Afin d'étudier la possibilité de la détection des défauts, et leur influence sur l'amplitude du signal émit, nous avons procédé à l'insertion des dommages artificiels en téflon situés sur une même profondeur c'est-à-dire entre les 4 e et 5 e plis d'une plaque verre /époxy de 8 plis.

Remarque : l'insertion des défauts a été effectuée lors de l'élaboration de la plaque.

La figure ci-dessus (IV.) montre les défauts insérer :

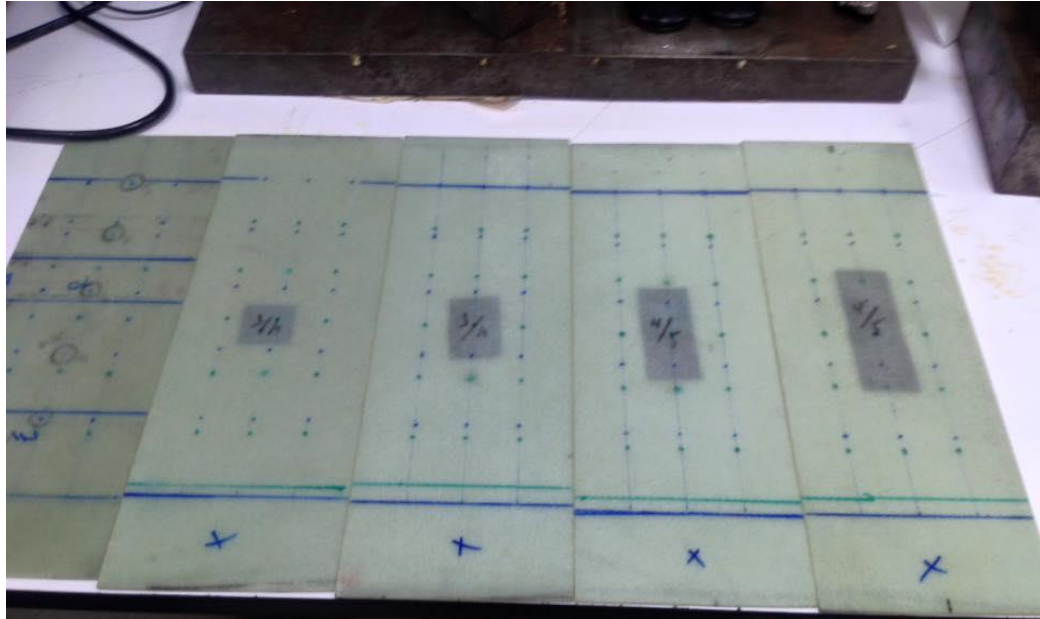


Figure IV.21. Les dommages insérés

Le contrôle des défauts a été effectué en enregistrant les signaux obtenus à l'aide de l'oscilloscope pour chaque défaut, la figure IV .22 montre le contrôle du défaut par transmission



Figure IV.22 transducteur utilisés

Tableau IV. L'influence de la taille du défaut sur l'amplitude du signal

	Saine	Taille (2,5, 2,5)	Taille (2,5, 4)	Taille (2,5, 6)	Taille (2,5, 8)
Amplitude (db)	0,7443	0,6679	0,6539	0,6446	0,6304

Analyse : Les résultats illustrés dans le tableau montrent que :

En comparant la plaque saine avec les plaques endommagées, on remarque que plus la taille du défaut inséré augmente plus on remarque une diminution dans l'amplitude du signal.

La décroissance de l'amplitude du signal est due à l'augmentation de la taille de défaut, l'onde a du mal à se propager à cause de la taille du dommage qui la bloque et donc provoque l'affaiblissement du signal .

Conclusion :

Trois séries d'expériences ont été établies pour étudier la faisabilité de la caractérisation et la détection des défauts par ondes de Lamb, dans des structures composite stratifié de nature (carbone /verre) différentes et d'épaisseur différentes. Les courbes de dispersion nous ont donné des informations intéressantes permettant de prévoir le comportement des ondes dans ce type de matériau. L'amplitude et la vitesse de l'onde sont deux dispositifs potentiels du signal qui pourraient être considérés pour classer la bonne et mauvaise région. Les résultats expérimentaux, basés sur la propagation du mode de Lamb montrent qu'il est possible de détecter la présence de défaut en surveillant l'évolution du maximum d'amplitude du signal reçu. En effet, la présence de défauts artificiels (délaminages ou autre) se traduit par une modification de l'énergie des signaux transmis entre deux transducteurs placés de part et d'autre, causée par une réflexion et diffusion d'une partie du signal face aux défauts. De plus, cette modification change progressivement avec la taille et la position du défaut. Il est ainsi possible d'observer sa modification dans le temps. Cette étude répond parfaitement aux besoins mentionnés dans la problématique, le contrôle des matériaux composite n'est pas totalement compris mais il est en stade d'évolution, la caractérisation est primordial pour le contrôle, on ne peut pas faire un contrôle sans avoir des informations sur le matériau à contrôler en ce qui concerne la détermination de la taille de défauts. Cela donc confirme que cette méthode a le grand potentiel pour l'inspection rapide des structures composites.

Nomenclature

1-Variables physiques

T_f : Température de fusion

ρ : Masse volumique Kg.m^{-3}

ε : l'allongement a la rupture

σ_t^R : la résistance a la traction

σ_c^R : La résistance a la compression

E : module de young

C : constante de rigidité

S : constante de souplesse

U_1 : le champ de déplacement dans la direction x

U_2 : le champ de déplacement dans la direction y

U_3 : le champ de déplacement dans la direction Z

V_L : la vitesse longitudinale

V_T : la vitesse transversal

ν : module de poisson

V_R : vitesse d'onde de rayleigh

Z : l'impédance acoustique

EMAT : évaluation magnétique Acoustique

μ : Coefficient d'absorption

TH : onde transversal de polarisation horizontal

TV : onde longitudinal de polarisation

Abréviation

FRA : France

GB : Grand Bretagne

NDT : Non destructif test

CRTI : centre de recherche et Technologie industriel

Références bibliographiques

- [1] Livre Matériaux composites, Daniel Gay
- [2] site web de la compagnie : www.airalgerie.com
- [3] Airbus Structural Repair Manual (SRM), training and flight operations support & services.
- [4] site web de CRTI
- [5] Cours Matériaux Composites / DESS Mécanique avancée et Stratégie industrielle
- [6] pdf Elaboration et caractérisation d'une résine thermodurcissable conductrice Radouane Sellak
- [7] Dumont-Fillon. J, « Contrôle non destructif (CND) » Technique de l'ingénieur, 1996, Vol N° RC3, R1 40
- [8] J.M.Berthelot « Matériaux composites comportement mécanique et analyse des structures» Paris, 1999.
- [9] Wang, A.S.D., (1989). "An Overview of the Delamination Problem in Structural Composite". Key engineering Matériaux, Vol.37, pp.1 -20, ed. Copyright Trans. Tech. Publication, Switzer land
- [10] Sadaoui. H « Evaluation des endommagements thermiques et mécaniques du composite graphite époxyde par émission acoustique et acousto-ultrasonique. Thèse de Doctorat, 1996
- [11] Osmont, D. and All « Shearographic imaging of the ultrasonic wave and defect interaction in plates: comparison between computation and experiments » Review of Progress in QNDE, 2000, Vol. 19, p. 853-857.
- [15] j-p Lefebvre ,P . Lasaygue , C potel and J-F de belleval , l'acoustique ultrasonore et ses applications
- [16] C.technique des industries mécanique (France) , A Lambert , Y pralus
- [18] pdf Ultrasonic techniques for non destructive évaluation of internal stresses
- [19] pdf Application de l'analyse en ondelettes à la détection de fissures par échographie ultrasonore
- [20] pdf Ultrasons Techniques de l'ingenieur
- [21] Theoretical study of nonlinear elastic wave propagation
- [22] Breysse and O .Abraham . Méthodologie de l'évaluation non destructive de l'état d'altération des ouvrages
- [23] C. Technique des industries mécaniques (France) A. Lambert

- [24] SAPRIEL. Ultrasons ? Technique de l'ingénieur
- [25] pdf . L'acoustique ultrasonore et ses applications (1er partie)
- [26] pdf C. BUDNIK . Essais non destructif : contrôle par ultrasons. Technique de l'ingénieur plastique et composite
- [27] pdf Z. Ghalmi . contribution au développement d'un capteur ultrasonique pour mesurer l'épaisseur de la glace
- [28] Pdf . Temoana S « Buckling and Growth of Disbonds in Honeycomb Sandwich Structure» these doctorat, université d'Auckland, 2005.
- [29] Non linear acoustic properties of structural matériaux a review of progress in quantitative nondestructive evaluation
- [30] M. Santos, J. Perdigaõ “Leaky Lamb waves for the detection and sizing of defects in bonded aluminium lap joints” NDT&E International 38 (2005) 561 –568.
- [31] Cawley, P. “The rapid non-destructive inspection of large composite structures”. Composites, 1994, Vol. 25, N. 5, p. 351 -357.
- [32] Gélébart. Y, « Mesures et modélisation des endommagements dans les composites stratifiés » Rapport de DEA du Laboratoire de Mécanique, Marseille, 2003
- [33] H. Lamb, “On waves in an elastic plate”. Proceeding of the Royal Society of London Series, 1917, A 93, p. 114 – 128.
- (34) 11 Essai de Traction.doc du 06/09/10 (internet)
- [35] . B.A Auld “Acoustic Fields and waves in solids”, A Wiley-Interscience publication,1973, Vol II, 414 p. Schreiber.E, Aderson.O and Soga.N, « Elastic constants and their measurements ». New York: McGraw-Hill. (1973).
- [36] Every, A. G., and Schase. « Dynamic methods for measuring the elastic properties of solids » Handbook of Elastic Properties of Solids, Liquids, and Gases. Vol. I, Academic Press. New York. 2001
- [37] Initiation au contrôle des matériaux – D. KOLB

