

Chapitre III :

Les CND pour les aéronefs

III.1.Introduction :

Dans le transport aérien, le suivi de l'état structurel des aéronefs est primordial dans la mesure où la sécurité des vols et donc des passagers est le souci premier des fabricants, des compagnies aériennes et des partenaires réalisant la maintenance. Aussi, la FAA1 et l'EASA2 ont défini des normes et des procédures de contrôle des aéronefs afin de garantir leur intégrité structurelle et leur bon fonctionnement. Ces phases d'intervention imposent l'immobilisation des appareils et font appel à diverses techniques d'inspection.

Principales technologies SHM en aéronautique, endommagements et informations recherchés :

Une synthèse des différentes techniques SHM est proposée aux références tandis que les développements récents sont donnés aux références Ici, le Tableau III.1 propose un résumé des principales technologies SHM utilisées en aéronautique ainsi que les types d'endommagement recherchés. [60]. On notera par ailleurs que l'on peut classer les techniques SHM en deux catégories, à savoir les méthodes d'interrogation globale permettant un contrôle étendu de la structure et les méthodes d'interrogation locale autorisant un contrôle sur une zone restreinte de l'appareil.

technologie	type d'endommagement	zone de contrôle	structures
ondes guidées	fissures, ruptures de fibres, délaminages, décollements	globale	métalliques & composites
émission acoustique	fissures, ruptures de fibres, délaminages, décollements, impacts	globale	métalliques & composites
mesure de corrosion	corrosion	locale	métalliques
contrôle magnétique par courants de Foucault	fissures, corrosion	locale (en surface ou à faible profondeur)	métalliques
technologie CVM ¹	fissures, ruptures de fibres, corrosion, décollements	locale	métalliques & composites
technologie coupe-fil	fissures, corrosion, décollements	locale (en surface)	métalliques & composites
technologie FBG ²	délaminages, ruptures de fibres, impacts, chargements	locale	métalliques & composites

Tableau III.1.Technologies SHM utilisées en aéronautique

Le choix d'utilisation de ces méthodes dépend du matériau de la structure à surveiller ainsi que du type d'endommagement à détecter. Il est également important de rappeler ici que les systèmes SHM ne doivent pas seulement être en mesure de détecter et de localiser les événements potentiellement destructifs mais qu'ils doivent également être capable d'apporter des informations qualitatives et quantitatives sur l'endommagement.

Les informations recherchées selon le type d'endommagement et de structure sont résumées pour les matériaux métalliques et composites respectivement dans les tableaux Tableau III.2et Tableau III.3.

information endommagement	détection	localisation	taille	intensité	évolution
apparition de fissures	•	•	•		
propagation de fissures	•	•			•
dommages accidentels	•	•		•	
corrosion	•	•		•	
niveaux de chargement	•	•		•	

Tableau III.2. Scénarii d'applications du SHM pour les structures aéronautiques métalliques

information endommagement	détection	localisation	taille	intensité	évolution
impacts	•	•		•	
délaminages	•	•	•		
décollements	•	•	•		
fissurations	•	•	•		•
infiltrations d'eau	•	•		•	
niveaux de chargement	•	•		•	

Tableau III.3. Scénarii d'applications du SHM pour les structures aéronautiques composites

Parmi les méthodes d'interrogation globale, on peut citer en premier lieu la technologie basée sur la génération et la réception d'ondes guidées ultrasonores à l'aide d'éléments piézoélectriques collés à la structure à contrôler. L'exploitation des ondes de Lamb se propageant dans des structures aéronautiques doit permettre la détection d'anomalies grâce à l'utilisation de deux approches complémentaires.

La première inspirée du monde des radars permet une détection de défauts grâce aux échos que ces derniers émettent ; cette méthode s'appelle 'pulse écho' La deuxième approche, dite du 'pitch-catch', s'intéresse aux distorsions qu'introduit l'anomalie du signal transmis ; cette méthode s'applique aux défauts ayant une trop faible signature radar ce qui rend le pulse écho inefficace.

III.2.Méthode du pulse-écho :

III.2.1.principe :

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

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

Avec :

α : facteur d'atténuation, dépendant de la nature de la structure et de son facteur de forme ; D : temps de vol du front d'onde (TOF) ; β : facteur de bruit. Connaissant la vitesse de propagation des ondes dans le matériau ainsi que le délai D que l'écho met pour se propager, nous sommes donc capables de localiser le défaut par rapport à l'effecteur.

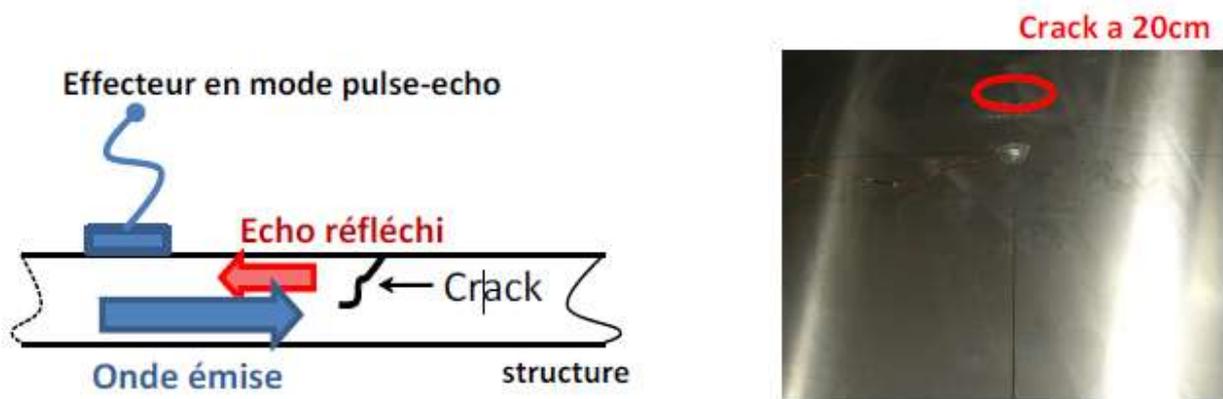


Figure III.1: Principe et photo de la méthode du pulse écho appliquée à une structure en plaque simple d'aluminium AL2024 avec défaut situé à 20cm de l'effecteur

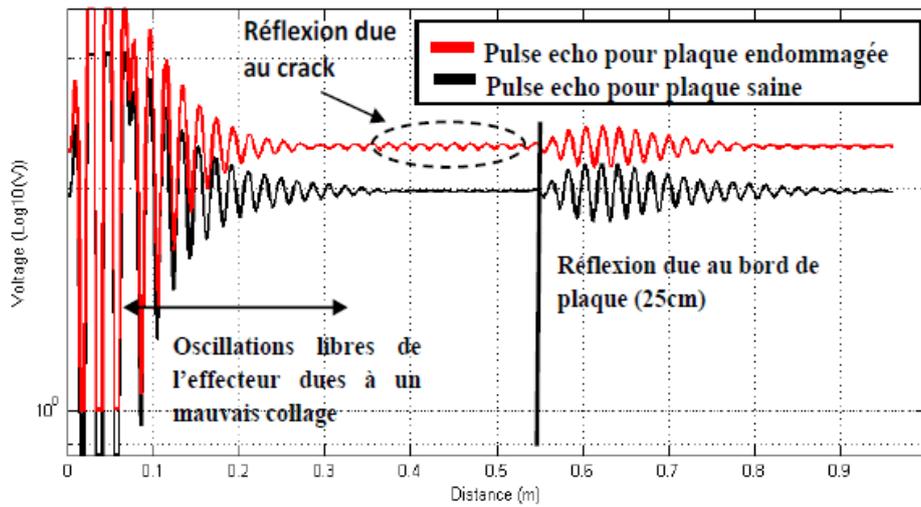
Ainsi, par l'émission du stimulus représenté en chapitre 2, nous obtenons la signature témoin de la structure après une étape de filtrage. En comparant les réponses temporelles de la structure avant et après défaut, il est possible de détecter ce dernier grâce aux échos émis.

III.2.2.Applications aux cracks

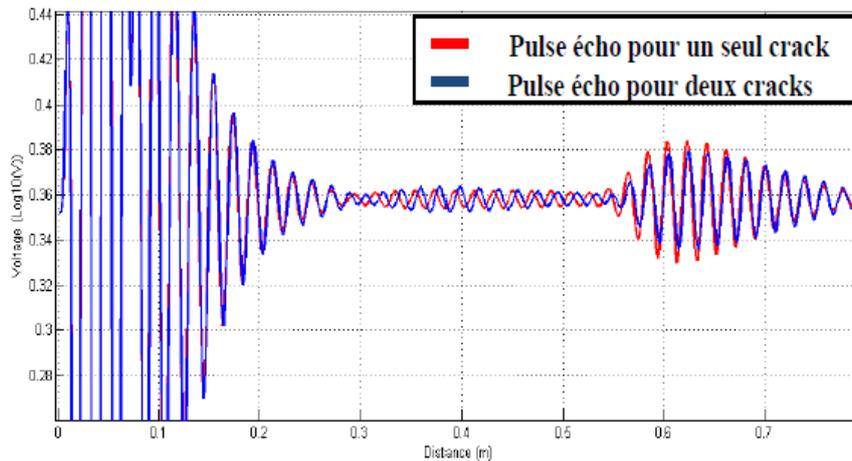
Pour prouver la faisabilité de détection, nous nous proposons de faire le test sur une structure constituée d'une plaque simple d'aluminium AL2024 Aéronautique. Un défaut, ou crack, de 5 mm est introduit artificiellement à 20 cm de l'effecteur et à 5cm du bord de plaque. Deux échos doivent donc être perçus : un premier retour de faible énergie réfléchi par le crack et un deuxième de grande amplitude émis par le bord. L'avantage de cette méthode réside dans sa simplicité de mise en oeuvre.

Il suffit en effet d'un seul effecteur pour détecter un défaut. Il est cependant impossible de distinguer plusieurs défauts avec cette technique. Pour démontrer cela, nous introduisons un nouveau défaut sur la plaque précédente à 2.5cm de l'effecteur. Nous remarquons alors une augmentation d'amplitude du premier écho reçu tandis que l'écho réfléchi par le bord perd de son énergie.

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



(a)



(b)

Figure III.2: (a) Détection et localisation d'un crack de 5mm situé à 20cm de l'effecteur (b) Réponses de l'effecteur dans le cas d'un seul crack se trouvant à 20cm et dans le cas de l'introduction d'un nouveau défaut à 2.5 cm de L'effecteur

III.3.Méthode du pitch-catch

III.3.1.Principe :

La méthode du pitch catch nécessite localement deux effecteurs ; un premier configuré en pur émetteur et un second en pur récepteur.

Cette méthode a l'avantage d'être plus robuste car elle est moins sensible aux échos de bord. Elle permet de détecter un changement de signature et donc de témoigner de la présence d'une anomalie entre les deux noeuds, mais ne permet en aucun cas de localiser un défaut.

En d'autres termes, on ne peut distinguer la présence d'un endommagement que par modification de signatures. Dans ce cas, l'anomalie se situe forcément entre l'émetteur et le récepteur sur le chemin de propagation de l'onde. Ainsi en notant () le signal transmis, on sait que le signal enregistré est de la forme :

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

Avec :

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

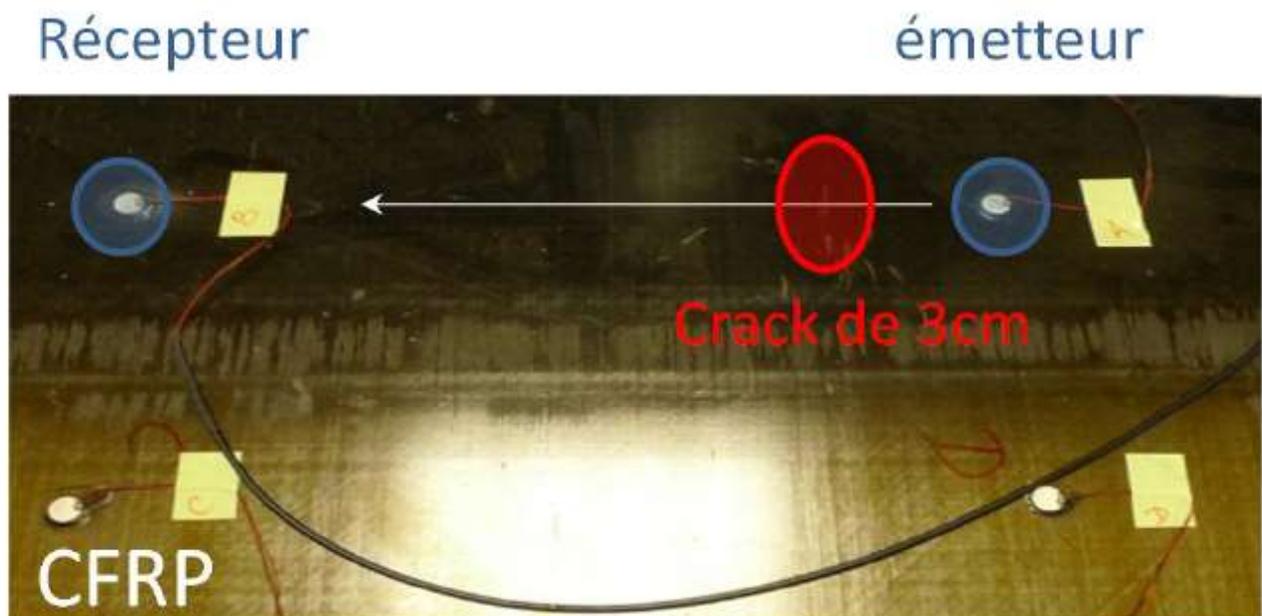


Figure III.3: Photo d'une structure simple comportant un crack de 3cm entre l'émetteur et le récepteur montés en pitch-catch.

III.3.2.Applications aux cracks

En s'appuyant sur la même approche que précédemment, nous avons introduit un crack de 3 cm entre deux noeuds, un est utilisé en émetteur tandis que le second l'est en récepteur Figure III.4.

De l'analyse des réponses enregistrées en Figure 61, il apparait clairement qu'une perte d'amplitude s'est produite entre la signature saine et les signaux enregistrés après défauts.

Cette perte est due à l'atténuation et la déformation qu'a introduit le crack sur l'onde transmise lors de son passage.

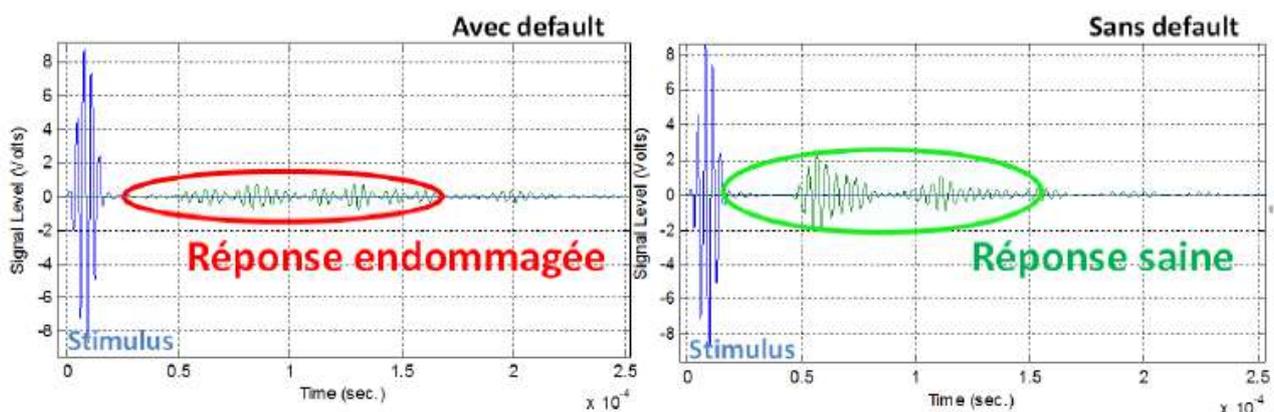


Figure III.4: Réponses d'une structure test avant et après défaut par approche pitch catch

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

III.4.Application des méthodes de pitch catch et de pulse écho aux structures aéronautiques :

III.4.1.Détection de défauts sur structures métalliques :

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

III.4.2. Détection de défauts sur structures composites

Les matériaux composites ont l'étonnante propriété d'absorber les chocs des délaminages qui se traduisent par des décollements de plis peuvent alors apparaître sans aucun signe extérieur. Pour les détecter, nous proposons d'utiliser la même approche pulse écho & pitch catch que pour les matériaux métalliques. Pour ce faire nous avons utilisé un panneau d'ATR72 MSN640 extrait de l'intrados de la voilure droite. L'expérimentation se base sur le même banc de test que précédemment avec un émetteur et un ou plusieurs récepteurs.

L'avantage de cette technique repose dans la capacité qu'ont ces ondes à se propager sur de longues distances. L'interaction des modes de Lamb avec les défauts permet, en comparant à intervalles de temps discret les signaux réfléchis ou transmis avec les signaux de référence, c'est-à-dire provenant d'une structure saine, de conclure sur la présence ou non d'un endommagement et de le localiser.

Figure III.5 illustre le principe de fonctionnement générique du contrôle par ondes guidées. En second lieu, il est également possible d'effectuer une surveillance permanente de la structure par le même type d'éléments piézoélectriques en réalisant du contrôle par émission acoustique.

Lorsqu'un matériau est soumis à une sollicitation mécanique ou thermique, des micro ruptures ou micro déplacements dus au champ de contraintes ou de déformations apparaissent et ces micro ruptures s'accompagnent de la libération d'une partie de l'énergie accumulée sous forme d'ondes élastiques de déformation qui se propagent dans toutes les directions du matériau.

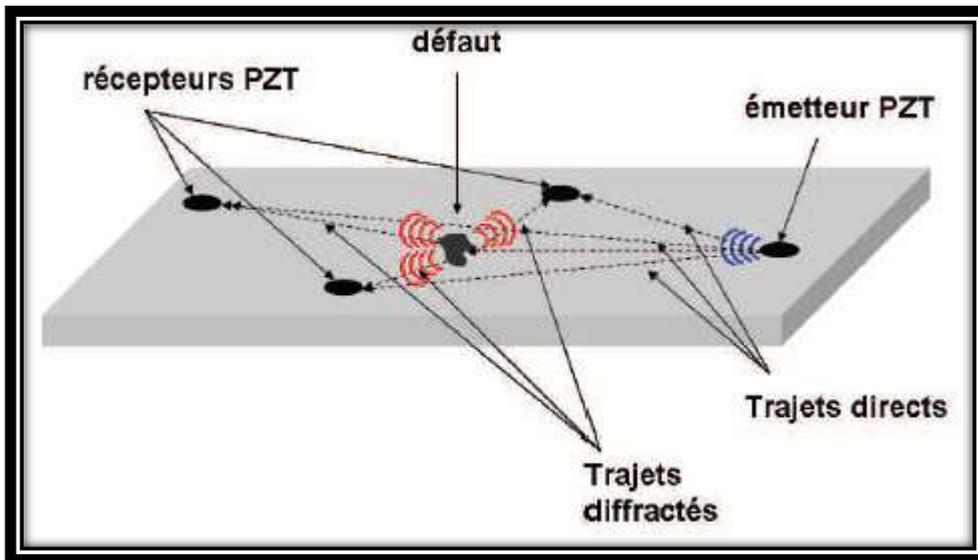


Figure III.5 : Principe de détection et de localisation d'endommagement par ondes guidées

Ce phénomène est appelé "émission acoustique". La localisation de la source d'émission acoustique s'effectue par mesure des temps de vol et par triangulation à l'aide d'un réseau de capteurs piézoélectriques collés sur la structure [61]

Cette technologie est actuellement utilisée chez Airbus UK lors des tests de pré-qualification de structures composites carbone/époxy des appareils A400M et A350XWB [55–57]. Elle sert, lors des tests de statique, à détecter l'apparition des premiers endommagements non nécessairement fatals pour la structure, puis à suivre leur évolution en comptabilisant le taux d'émissions acoustiques sur une échelle de temps donnée, et enfin à anticiper la rupture de la structure. Un exemple de cumul d'évènements lors d'un chargement en statique d'une structure composite est donné sur la Figure III.6.

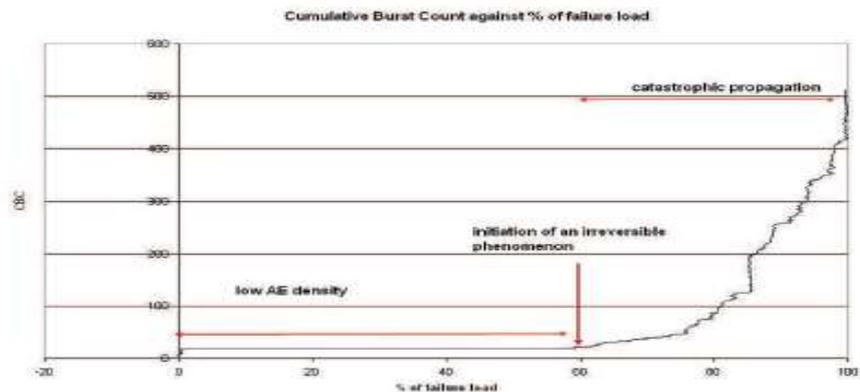


Figure III.6 : Evolution du taux d'émission acoustique lors d'un chargement en statique d'une structure composite carbone/époxy.aux références

Concernant les méthodes d'interrogation locale, on peut rappeler tout d'abord la technique de la mesure de corrosion, reposant sur une variation de la résistance électrique du capteur de corrosion.

Une autre solution disponible concerne la technique de mesure des courants de Foucault, pour laquelle la présence d'un endommagement proche de la surface de la pièce perturbe la circulation des courants, ce qui entraîne des variations de différence d'impédance de la source de champ magnétique

D'autres alternatives existent comme la technologie CVM (Comparative Vacuum Monitoring) basée sur la mesure de différence de pression entre des séries de micro-galeries contenant alternativement de l'air à pression ambiante et du vide ou encore la technologie coupe-fil dédiée à la détection des fissures dans les matériaux à l'aide de fils conducteurs collés en surface de la structure

Une dernière technique de mesure locale est la technologie fibres optiques à réseaux de Bragg (Fibre Bragg Gratings, FBG).

Un réseau de Bragg consiste en une succession périodique de franges d'indices de réfraction différents qui agissent comme des miroirs réfléchissant une longueur d'onde précise et transmettant les autres longueurs d'onde, comme illustré sur la Figure III.7

Cette technologie permet la mesure du champ de déformation en traction ou compression appliqué à la structure. En effet, la fibre collée va s'étendre ou se comprimer comme la structure, ce qui va entraîner une modification de l'espacement entre les franges du

réseau et donc de la longueur d'onde réfléchi. Des exemples de systèmes SHM basés sur cette technologie sont présentés aux références [62]

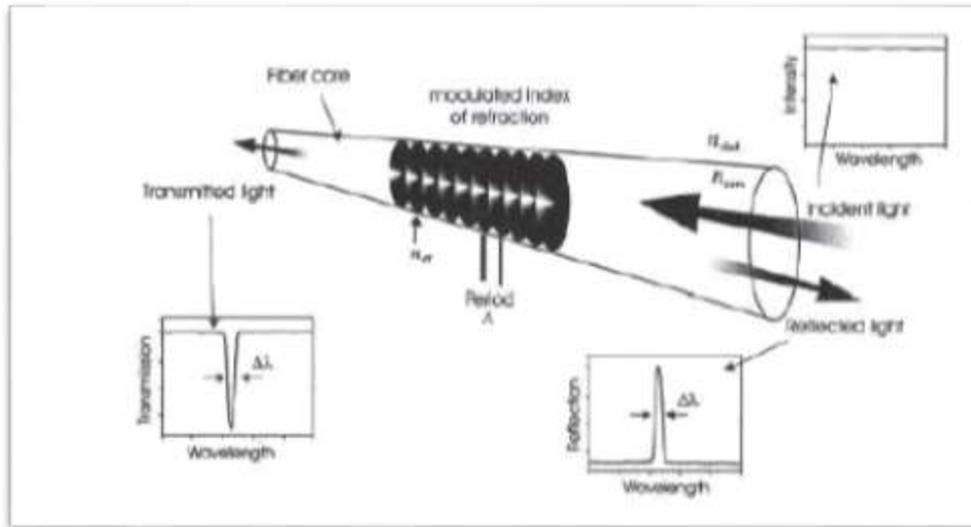


Figure III.7 : Principe de fonctionnement de fibres optiques à réseaux de Bragg

Comme nous avons pu le voir tout au long de cette section, les technologies SHM sont aujourd'hui matures ce qui leur ouvre des champs d'application nouveaux comme par exemple leur emploi lors des phases de pré-qualification des structures A400M et A350XWB. La question que l'on peut dorénavant se poser concerne la place que pourrait prendre le SHM dans les programmes aéronautiques de demain. Nous nous proposons de donner des éléments de réponse sur ce point dans le paragraphe suivant.