

Chapitre I :

Les matériaux Composites

les matériaux composites sont utilisés depuis l'antiquité, dans la construction ou l'élaboration d'objets d'utilisation courante. Le bois et le torchis des maisons à colombage par exemple font partie des premiers matériaux composites utilisés. Au XIIIe siècle, les guerriers mongols ont colonialisé le continent asiatique, depuis la Chine jusqu'aux portes de l'Europe notamment grâce à leur célèbre arc composite.

Ce dernier, composé d'une âme en bois contrecollée de tendons au dos et de corne sur la face interne offrait une puissance deux fois supérieure à celle d'un arc classique.

Autre exemple dans le domaine de l'armement, le sabre japonais ou «Katana», se compose d'une lame forgée en acier de Damas. On parle alors d'acier composite car lors de son élaboration on replie plus de dix fois sur lui-même un empilement de feuilles d'acier, certaines souples et d'autres dures. Un agencement complexe d'aciers de propriétés différentes fait du Katana, l'épée la plus robuste, la plus durable et la plus tranchante connue à ce jour [7]

actuellement, les matériaux composites sont de large utilisations dans plusieurs secteurs industriels. Ils sont utilisés dans les domaines de pointe tels que l'aéronautique pour leurs propriétés mécaniques très intéressantes. Cependant, que ce soit au cours de leur fabrication ou pendant leur utilisation, des défauts sont susceptibles d'apparaître. Ces défauts engendrent une concentration de contraintes et peuvent avoir de lourdes conséquences. Il est donc important d'inspecter les structures composites pour s'assurer de leur intégrité.

Et ce pour cela, de nombreuses techniques de contrôle non destructif sont utilisées ou développées.

I.1. Définition d'un matériau composite :

D'une manière générale un matériau composite correspond à l'association de plusieurs matériaux aux qualités physiques différentes et complémentaires. Le matériau résultant possède des propriétés supérieures aux différents constituants. Un matériau composite structural est constitué principalement d'un matériau fibreux appelé «renfort» ce dernier assure à lui seul l'essentiel des propriétés mécaniques. Le renfort est centré dans un liant appelé «matrice» dont le rôle est de maintenir les fibres pour permettre au matériau de conserver sa forme initiale, de le protéger de son environnement et surtout d'assurer la transmission des efforts.

On distingue deux catégories de matériaux composites :

- A. Les composites naturels représentés dans le bois (fibres de cellulose et matrice de lignine) ou les os (fibres d'apatite et matrice de cellulose).
- B. Les composites artificiels comme le bois aggloméré, l'acier damassé, le béton armé (tiges métalliques et liant en béton). On y trouve également les matériaux à base de fibres de verre et fibres de carbone, liés par une matrice à base d'époxy. Les composites artificiels se classent en deux familles. Les composites de Grande Diffusion (GD) et les composites de Haute Performance (HP).

Les composites de grande diffusion sont relativement bon marché et représentent environ 95% du volume utilisé. Ce sont le plus souvent des plastiques armés ou renforcés. Les renforts sont constitués de fibres courtes et il est très difficile de privilégier une orientation.

Concernant les composites de haute performance ils sont plus coûteux et ça considéré comme un handicap pour une large diffusion et on les utilise principalement dans l'aéronautique. Les renforts sont composés de fibres longues de carbone ou de verre qui permettent la réalisation de pièces anisotropes. Leur résistance mécanique est largement supérieure à celle des métaux, pour un poids bien inférieur. Ces caractéristiques font des matériaux composites haute performance des matériaux de prédilection pour la construction aéronautique et ce en dépit de leur coût élevé. Malgré l'établissement de nombreux modèles de calcul de structure de cette gamme de matériaux, leur hétérogénéité et leurs fortes contraintes internes les rendent imprévisibles. Cela justifie tous les efforts menés pour surveiller leur comportement en fonctionnement, baptisé « Structural Health Monitoring ».

I.2. Matériaux composites dans l'industrie aéronautique :

Depuis quelques années, les essais à la production de véhicules plus légers, et par conséquent moins consommateurs d'énergie, a conduit les constructeurs de l'aéronautique et de l'automobile à largement utiliser les matériaux composites, à cause de leurs propriétés de légèreté et de résistance spécifique.

CHAPITRE 1

Au niveau de la fabrication, un matériau composite est une combinaison de deux éléments distincts que l'on appelle : la matrice et le renfort. Le nouveau matériau ainsi constitué possède des propriétés mécaniques que les éléments seuls ne possèdent pas

La matrice a pour rôle de fournir une certaine cohésion entre les différents éléments du renfort, et joue ainsi le rôle de " ciment ". Par contre, les propriétés mécaniques du matériau composite sont conditionnées par celles du renfort.

Les matrices peuvent être constituées par de nombreux produits :

- Matrices polymères : résine époxyde, polyesters, etc.
- Matrices minérales : carbure de silicium, carbone, etc.
- Matrices métalliques : alliages d'aluminium, de titane, etc.

Quant aux renforts, ils peuvent s'utiliser sous différentes formes, par exemple en fibres longues, en fibres courtes, en sphères, et en tissu de fibres. La nature principale de ces fibres est le : verre kevlar, carbone, bore, carbure de silicium, etc. [8]

Au niveau de l'assemblage, un matériau composite est un stratifié composé d'un ensemble ordonné de couches, d'orientation et d'épaisseur bien déterminées (figure 1.1) :

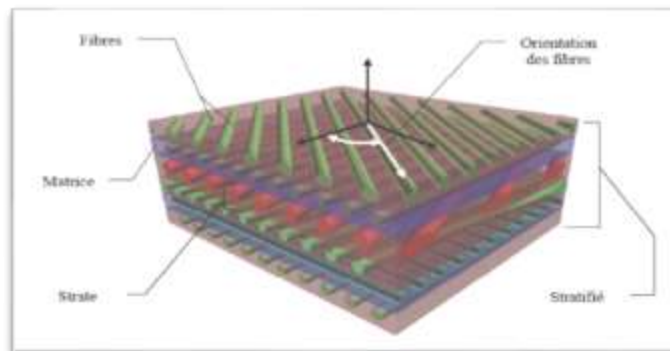


Figure I.1: Nomenclature dans un stratifié composite [9]

Une couche de ce stratifié est souvent appelée pli ou strate [9]. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, par exemple, un stratifié de type $(90^\circ, 0^\circ)$ est constitué de 8 plis orientés comme suit : deux groupes de plis à 90° et 0° , puis par symétrie de deux groupes de plis à 0° et 90° . Les composites stratifiés permettent de créer des matériaux aux propriétés mécaniques optimales, répondant mieux aux sollicitations de la structure.

Dans l'industrie aéronautique, les matériaux composites sont apparus pour la première fois en 1944, sur le fuselage du Vultee BT-15 [10]. Depuis, leur utilisation ne cesse de croître et devient un véritable enjeu pour les avionneurs. L'A380 d'Airbus comporte aujourd'hui près de 25% de la masse en matériaux composites (figure 1.2).

Les matériaux composites représenteront 40% de la masse de l'Airbus A350 [11]. La compagnie Boeing annonce que 50% de la structure primaire (incluant fuselage et ailes) du 787 Dreamliner sera réalisée en matériaux composites.

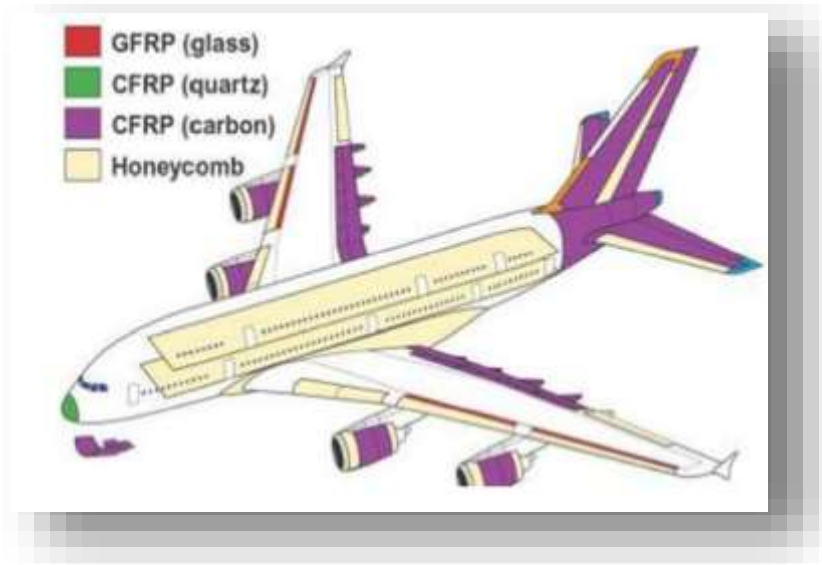


Figure I.2 : Matériaux composites dans l'A380 [12].

I.3. Endommagements rencontrés dans les matériaux composites :

Bien que les excellentes caractéristiques des matériaux composites leur confèrent légèreté, rigidité, et une exceptionnelle résistance à la fatigue dans des conditions environnementales "standard". Donc, leurs performances se dégradent et diminuent en présence d'environnements agressifs, susceptibles de dégrader leurs durabilités et leurs propriétés mécaniques. Nous pouvons classer les mécanismes de dégradation en deux grandes familles : vieillissement et endommagements.

Le vieillissement est due à l'action de la température, de l'humidité, et de la pression de l'environnement. Les impacts sont provoqués par des chocs balistiques (par exemple des collisions en vol avec des oiseaux), ou des chocs à basse vitesse (par exemple chute d'objets lors de la maintenance). Concernant à la fatigue mécanique, elle se manifeste lorsque la structure est soumise à des sollicitations cycliques, ces dernières modifient avec le temps les propriétés mécaniques du matériau composite et peuvent entraîner l'apparition d'un endommagement.

Les impacts ainsi que la fatigue mécanique se matérialisent dans les matériaux composites par quatre types d'endommagements, que nous appelons endommagements structuraux. Dans le cas des matériaux composites à renforts fibreux ces endommagements peuvent être classés en quatre types (figure 1.3) :

- Décohésion fibre/matrice,
- Fissure à l'intérieur du pli : appelée aussi, fissure transverse,
- Décollement entre plis: appelé délaminage,
- Rupture de fibre.

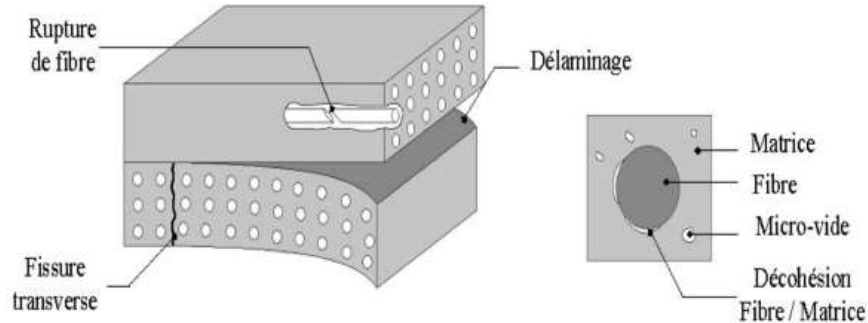


Figure I.3 : Endommagements rencontrés dans un matériau composite [15]

I.4. Pourquoi s'intéresser au contrôle de santé de structures aéronautiques :

Depuis les tous premiers vols commerciaux des années 1910, la sécurité aérienne a été au cœur des préoccupations des constructeurs. Munis de parachutes, les passagers des premières compagnies aériennes ne devaient pas se sentir très en sécurité. Les choses ont depuis évolué en intégrant des modules de contrôle de santé et de sécurité à tous les organes vitaux de l'avion. Dans l'ensemble, un avion moderne peut être décomposé en 4 grandes parties :

- L'avionique, comprenant les circuits électroniques et les logiciels embarqués.
- L'hydraulique.
- Les moteurs.
- La structure.

Les trois premiers points cités disposent de systèmes de contrôle de santé (Health management). Les cartes électroniques de l'avionique disposent de modules BIT (Built in tests) qui permettent un diagnostic en temps réel des calculateurs avioniques. L'hydraulique ainsi que les actionneurs sont aussi surveillés à l'aide de capteurs de pression et de fluidité qui permettent un contrôle constant des actionneurs de l'avion. Les moteurs disposent de solutions à base d'accéléromètres avec un monitoring constant de la lubrification, consommation, température... Le seul organe d'avion non surveillé est la structure.

Après une série de crashes survenus entre 1952 et 1954 sur le De Havilland Comet, (premier avion commercial propulsé par turbo réacteurs) et dus à la fatigue de structures, le premier système de surveillance a vu le jour en 1956 [16]. Un dispositif de mesure

d'accélération, placé au centre de gravité de l'avion, permettait de calculer les contraintes mécaniques que subissait la structure. Cette solution de diagnostic indirect n'a pas résolu le problème car les efforts cycliques que subissait l'avion étaient dus à la différence de pression entre la cabine et l'environnement de vol.

Le De Havilland Comet avait en effet un plafond de croisière élevé, dépassant les 10km. La charge cyclique due à la différence de pression était donc propice à la propagation des fissures.

Selon la nature des matériaux utilisés et la méthodologie d'assemblages des pièces, les défauts seront différents. Comme on peut le voir sur l'exemple de la Figure 1.4, la répartition entre les matériaux constituant la structure d'un avion est très inégale et ne permet pas d'adopter une démarche uniforme.



Figure I.4: Fuselage et structure du Boeing 787 montrant les différents matériaux utilisés [17]

Cette diversité de matériaux allant de l'aluminium aux matériaux composites en passant par le carbone ne facilite pas l'adoption d'une solution unique et universelle. Elle nécessite la connaissance approfondie des défauts susceptibles d'apparaître dans chaque partie de l'avion et par là, l'examen des possibilités d'une reconfigurabilité des systèmes de surveillance.

I.4.1. Structures métalliques :

Lorsque l'on découvre un défaut isolé sur une structure, il est assez délicat d'en trouver l'origine, d'autant plus que certains facteurs physiques tels que l'humidité, la température ou les changements de pression atmosphérique, jouent un facteur de catalyseur.

Dans les faits, une structure aéronautique est conçue et calculée de sorte à pouvoir supporter plusieurs types de contraintes. Suivant la nature et la fonctionnalité de la pièce, cette dernière est amenée à supporter des contraintes de cisaillements, de torsions ou de compressions, voire les trois à la fois .

La 'wing box' centrale par exemple, qui est une pièce critique de l'avion à la jonction entre les ailes et le fuselage, subit une multitude de contraintes

Cette zone de l'avion est clairement la plus exposée à la fatigue. Ainsi, malgré les inspections récurrentes, des défauts dus à ces cycles d'opérations apparaissent de façon assez régulière [18]-[19] comme en témoignent deux crashes intervenus à un mois d'intervalle aux USA : celui du Lockheed C-130 de l'US Forest Service le 17 Juin 2002 et le vol N7520C d'un P4Y-2 le 18 juillet 2002 [19]. L'enquête du NTSB révéla l'existence de cracks de fatigues cachés au niveau de la 'center wing box' [20].

Les contraintes opérationnelles en vol sur la structure sont de ce fait un facteur de génération de défauts auxquels se rajoutent celles des phases de décollages, d'atterrissages et les impacts aux sols comme le montrent les photos de la Figure 1.5



Figure I.5: Exemples de dommages survenus lors de phases aux sols, décollages et atterrissages de différents avions [21].

I.4.1.a. Origine des défauts sur structures métalliques :

L'aéronautique civile moderne datant d'avant Boeing 787 Dreamliner et Airbus A350 était majoritairement basée sur des structures en alliages d'aluminium. Utilisés depuis la seconde guerre mondiale, ces alliages allient résistance et légèreté. Ils présentent néanmoins un inconvénient majeur dû à leur nature métallique qui est la corrosion.

L'US Air force, par exemple, dépense plus de 1.2 Milliards de dollars pour le diagnostic, la détection et la réparation de la corrosion sur un seul type d'avion, le KC-135 [22]. Due à l'eau de mer après survol de zones maritimes ou simplement à l'infiltration de la pluie, la corrosion se traduit sur des films d'aluminium par une perte d'épaisseur qui, à terme, fragilise la structure. Ce facteur est à l'origine de contraintes supplémentaires sur les rivets qui peuvent, par effet d'étirement, se casser ou se fissurer. Pour la détecter, l'inspection visuelle associée à des tests de contrôle non destructifs classiques basés sur les courants de Foucault sont privilégiés. L'inspection visuelle est opérée à l'aide d'une torche à travers des accès à taille d'hommes prévus pour la maintenance.

Les courants de Foucault quant à eux se basent sur la génération par bobine électromagnétique de courants surfaciques sur un matériau conducteur et de l'analyse

de la topologie de conduction de ces derniers. Il existe d'autres méthodes basées sur l'analyse de l'écho de signaux sonores ou ultrasonores. Ces phases d'inspection impliquent une longue période de maintenance au sol avec plusieurs opérateurs qui interprètent les courbes données par leurs instruments.

Ces inspections manuelles nécessitant l'immobilisation au sol des avions coûtent très cher aux compagnies, ce qui incite certaines d'entre elles à ne pas les respecter. Ainsi, les vraies premières études en SHM ont débuté après un accident spectaculaire en avril 1988 : après 20 minutes de vol, un Boeing 737-200 de la compagnie Aloha Airlines avait perdu plus de 35 m² de fuselage lors d'une décompression explosive.

L'enquête du NTSB, le conseil américain de la sécurité des transports, avait relié l'origine de l'accident à la fatigue des structures, exacerbée par des criques de corrosions. Après plus de 89 090 cycles de compressions et décompressions, l'eau de mer infiltrée entre les plaques d'aluminium du fuselage avait corrodé le matériau et des cracks étaient apparus au niveau des rivets de maintien (Figure 1.6).

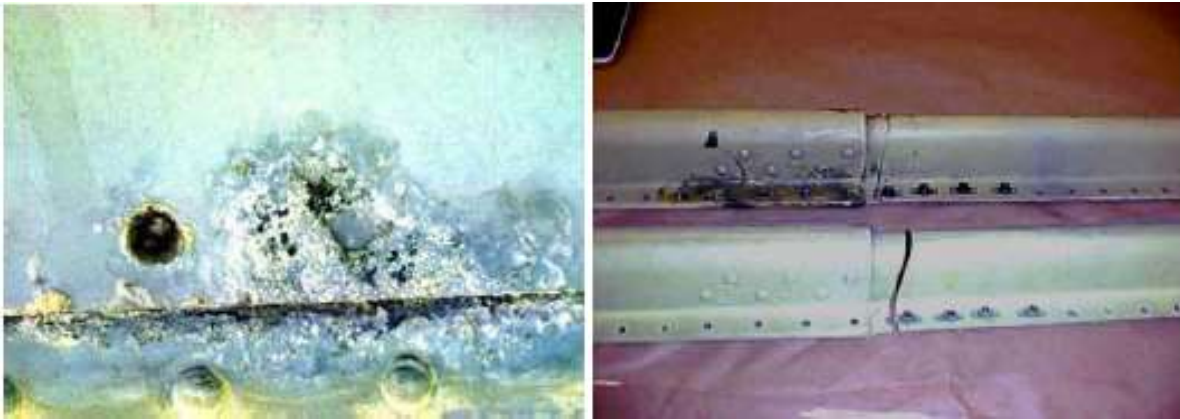


Figure I.6 : Photos montrant des défauts sur des structures métalliques d'avions.
(a) Corrosion localisée entre deux plaques de structures (b) Sous structure : crack au niveau d'un longeron.

Les résultats des inspections montrèrent que l'origine du crash était certainement due à la négligence de la compagnie aérienne, car la phase d'inspection annuelle par courants de Foucault n'avait pas été respectée. Il devenait donc indispensable de coupler aux structures avioniques des systèmes SHM capables de suivre leurs détériorations et vieillissement vol après vol. Pour cela, le système doit être capable d'assurer le 'monitoring' des différents types de défauts pouvant apparaître dans les appareils parmi lesquels on peut citer :

- Corrosion.
- Fissures et cracks dus à une contrainte non maîtrisée.
- Fatigue.
- Chocs.

I.4.2. Structures Composites :

Initialement en bois puis en alliage métallique, l'industrie de l'aéronautique s'est dirigée depuis une vingtaine d'années vers les matériaux composites en fibres de carbone ou de verre. Plus légers et plus résistants, ces matériaux de nouvelle génération devraient, à terme, faire baisser le poids total des avions et donc réduire leur consommation d'énergie.

Les structures composites utilisées en aéronautique sont répertoriées en Figure 1.7, et leur répartition dans un structure d'avion indiquée en Figure 1.8. Elles se divisent dans l'ensemble en deux catégories :

- **Structures composites simples** construites par simple empilement de fibres imprégnées de résine époxy ; on distingue :
 - ✓ Les composites en fibres de carbone renforcés polymère (CFRP)
 - ✓ Les composites en fibres de verre renforcés polymère (GFRP)
 - ✓ Les composites en fibres de quartz renforcés polymère (QFRP)
- **Structures composites sandwich** construites par empilement d'un cœur autour d'une peau extérieure et intérieure. Dans leurs formes les plus communes, elles sont respectivement constituées d'un cœur en fibre de verre en forme de nid d'abeille avec deux peaux en composite CFRP.



Figure I.7 : Les structures composites simples et en sandwich.

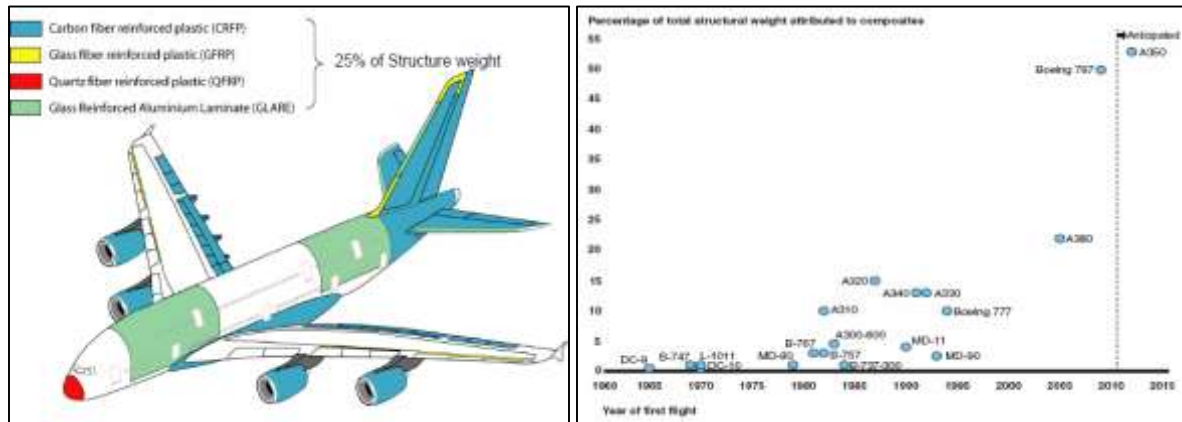


Figure I.8: Distribution des matériaux composites dans les avions civils : exemple de l'A380 [23]

I.4.2.b. Défauts sur structures composites :

De par leurs natures stratifiées, les matériaux composites présentent l'inconvénient de leurs complexités. En cas de choc extérieur, ces structures peuvent présenter un décollement local au niveau des plis sans aucun signe visible. On appelle ce genre de défauts « délamination ». Pire encore, des ruptures de fibres peuvent apparaître sur les faces intérieures de la structure, créant un point de vulnérabilité locale sans aucune marque extérieure [24] comme on peut en Figure 1.9.

Les conventionnelles inspections visuelles opérées par les techniciens de vol avant chaque décollage deviennent totalement inutiles.

(a)

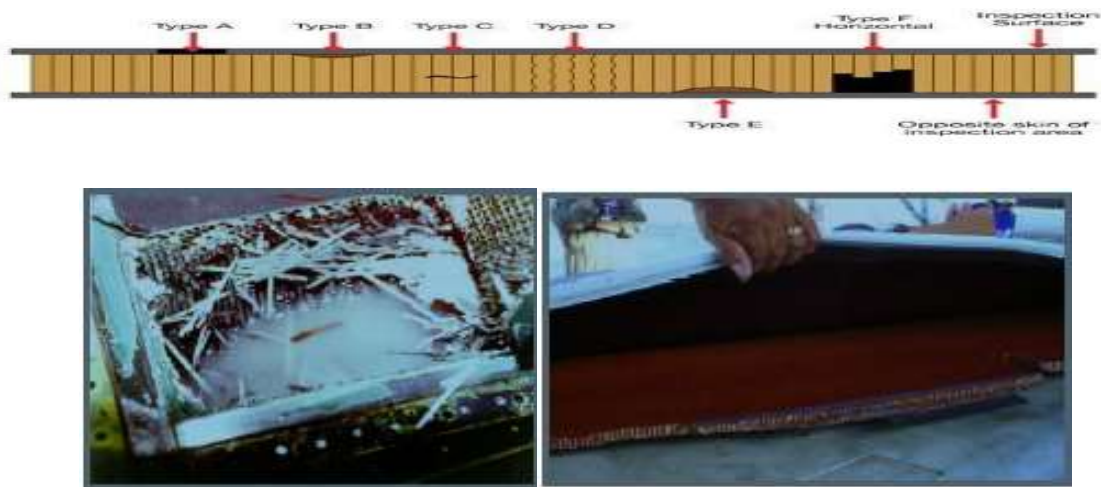


Figure I.9 : Types de défauts sur structures composites sandwich (a) Schéma de principe des défauts [25] (b) Décollements (c) infiltration de liquides [26]

Globalement, on retrouve 6 types de dommages sur les structures composites sandwichs, que l'on peut résumer comme suit :

- Type A : délaminage entre les plis du composite stratifié ; le décollement est parallèle à la surface.
- Type B (Spécifique aux structures sandwich) : décollement entre la peau extérieure et le cœur en nid d'abeille.
- Type C (Spécifique aux structures sandwich) : cracks au niveau du cœur en nid d'abeilles.
- Type D (Spécifique aux structures sandwich) : écrasement des cellules du cœur en nid d'abeilles.
- Type E (Spécifique aux structures sandwich) : décollement entre la peau inférieure et le cœur en nid d'abeille.
- Type F : infiltration de fluides au niveau des cellules du cœur en nid d'abeille.

Un deuxième type de défaut peut apparaître à la suite d'un impact de foudre. La fibre composite, qu'elle soit de type fibre de verre ou de carbone, est diélectrique par nature et son impédance est donc extrêmement élevée. Une décharge électrique (due à la foudre, par exemple) crée une conduction de plusieurs milliers d'ampères au niveau de la matrice composite.

L'énergie dissipée par effet Joule se manifeste par une explosion locale de la matrice. Pour baisser ce risque, les constructeurs intègrent aux matériaux un treillis métallique pour augmenter la conductivité de la structure. De ce fait, la structure « brûle » localement sans explosion.