

Vieillesse physique des structures composites en fin de vie : exemple de HTP A320 et capot A380

Physical aging of end of life HTP A320 and PCE Aircraft Structures

Alain Vinet¹

1 : Airbus CRT
316 Route de Bayonne 31060 Toulouse
alain.vinet@airbus.com

Résumé

L'analyse des structures composites thermodurs et thermoplastiques en fin de vie nous permet aujourd'hui d'avoir une meilleure connaissance de la durabilité de nos systèmes composites. Après avoir analysé, un certain nombre de structures principalement les voilures V10F, ATR72, la voilure arrière tissu A320 en résine thermodurcissable et plus récemment les capots moteur en résine thermoplastique d'avion A380 à des fins de recyclage après des dizaines d'années de vieillissement nous permettent de voir des tendances sur les propriétés mécaniques en fin de vie ainsi qu'en reprise hydrique. A Airbus, la durabilité est prise en compte par un EKDF factor (Environment Know down factor) qu'il est possible d'améliorer.

Abstract

Durability of composite systems can be challenged now by findings of the teardown of Airbus composite parts coming from V10F, ATR72, HTP A320 and PCE A380 aged analysis. Aging results will be commented on in this presentation particularly for HTP MSN04 A320 thermoset and PCE A380 thermoplastic resin with fabric fibers composites respectively after 20 years of service for HTP and 10 years for PCE. It's not new to conclude that the structural integrity over its service life of aging composites is good. What is new is that aging composites can be optimized by the design office concerning significant weight saving. Better prediction of real moisture ingress and modulus and allowable properties at end of life are needed to improve EKDF factor.

Mots Clés : Durabilité, vieillissement physique, thermodurcissable, thermoplastique, fin de vie

Keywords : Durability, physical aging, thermoset, thermoplastic, end of life

1. Introduction

1.1 Aperçu du stabilisateur horizontal de l'Airbus A320 et du capot moteur A380

Afin de caractériser l'intégrité structurelle du stabilisateur horizontal, Airbus Commercial a confié à Airbus CRT la responsabilité d'analyser les parties du panneau des composites vieillis. Les méthodes d'inspection non destructives comme MEB, RX et FTIR ont été utilisées sur la structure pour évaluer les fissures tant sur la peinture que sur le composite. L'analyse thermique a été réalisée en utilisant à la fois Dynamic Analyse mécanique et calorimétrie différentielle à balayage (DSC) pour déterminer la Tg et éventuellement une post réticulation de ces matériaux. Des essais mécaniques ont été effectués en utilisant les mêmes normes appliquées pour générer les valeurs admissibles et de module. Les valeurs de résistance et de rigidité des coupons extraits du panneau supérieur et inférieur vieillis ont été comparés à ceux obtenus pendant la phase de conception. Et une pièce épaisse en composite a été étudiée pour mesurer les profils d'humidité résiduels.

Les caractéristiques de l'Airbus A320 MSN004 utilisé chez Air France sont présentées ci-après :

- Date de fabrication de l'avion : 8 juillet 1987

- Total d'heures de vol (FH) : 34 338 et Total des vols (FC) : 37 595
- Modèle : 320-111 avec une Durée de vie : 20 ans
- Fin du vol : 26 mars 2008 et placé en hangar jusqu'en 2014



Fig. 1. Voilure HTP MSN004

Le recyclage d'un tissu composite thermoplastique utilisé sur le mât réacteur A380 en zone capot et en zone proche du mat nous a permis d'étudier le vieillissement et les températures vues par ce matériau entre -55°C et 110°C en cycle avion. En vue de consolider ce matériau pour une seconde vie avion, nous avons évalué les différences sources de vieillissement observées pour le cycle avion et de connaître l'impact du vieillissement par rapport aux matériaux de référence non vieillis. On se propose également de présenter l'ensemble des analyses effectuées sur ce matériau à l'état de référence et à l'état vieilli particulièrement avec les analyses DSC, DMA, FTIR et les essais d'impact de l'environnement sur éprouvette cisaillement inter laminaire et en compression lisse pour différentes conditions environnementales relatifs aux conditions d'essais en qualification. Pour ces derniers essais on comparera matériaux vieillis et non vieillis au sens du temps à RT, 80°C et 80°C (70°C 85%R)

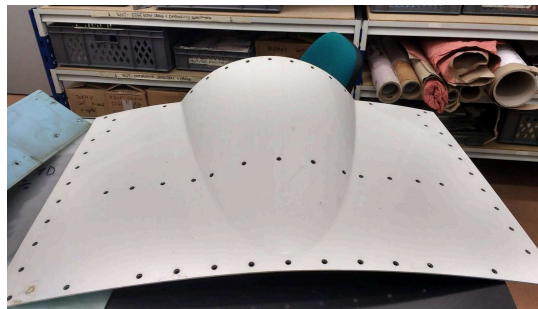


Fig. 2. Capot moteur A380

Une modélisation du vieillissement physique a été réalisée à partir des données de la littérature [1][2] avec le modèle de TNM-KAHR [3] afin d'évaluer l'évolution de la variation de volume de la matrice avec le cycle avion et vérifier la corrélation avec le module final de la matrice. Ensuite par homogénéisation, on a comparé nos simulations du drapage avec les résultats expérimentaux

1.2 Analyse du stabilisateur horizontal de l'Airbus A320

Certaines parties des panneaux ont été utilisées pour ré identifier le comportement à l'humidité de l'échantillon, Tests DSC et DMA. Toutes les analyses ont montré que tous les panneaux ne présentent aucune fissure sur la surface.



Prélèvement	Taille (mm)	Panneau		Total
		Upper	Lower	
DMA sec	35*10*2	DMA-S-U1 à U6	DMA-S-L1 à L5	10
DMA (70°C 85HR)	35*10*2	DMA-H-U1 à U5	DMA-H-L1 à L5	10
DSC	04	DSC-U1 à U3	DSC-L1 à L3	6
Tx fibres	20*10*2	TF-U1 à U5	TF-L1 à L5	10
VH	50*50	VH-U1 à U10	VH-L1 à L10	20
IR	20*20	IR-U	IR-L	2
Expertise	Raidisseur	EXP-U	EXP-L	2

Fig. 3. Programme d'essai et visualisation du prélèvement éprouvettes, coupe sur raidisseur et coupe échantillons sur chape

Des analyses thermiques et d'humidité ont été effectuées sur des coupons provenant à la fois du panneau supérieur et inférieur ainsi que la chape composite pour étudier les changements possibles dans la chimie de la résine du matériau. Les résultats des tests DSC sur les panneaux supérieur et inférieur n'ont pas montré un degré de cuisson globalement plus élevé avec une DSC permettant d'estimer une Tg à 160°C. Au contraire, l'analyse DSC sur la chape composite épaisse a démontré une post-réticulation de notre résine thermodurcissable. La réaction moyenne est de 8 J/g pour atteindre 96,5 % en cuisson. La Tg DSC estimée de cette partie était de 145°C.

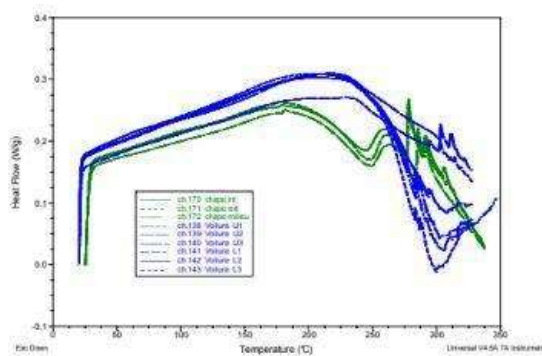


Fig. 4. DSC analyses sur échantillon voilure et chape

Vingt éprouvettes ont été utilisées pour les tests DMA sur les panneaux supérieur et inférieur. Le matériau non vieilli a respectivement une Tg de 170°C et 145°C pour les états secs et humides alors que sur des composites vieillis on a une Tg globale de +5°C. Des différences de +30°C en Tg ont été observés pour les composites CFRP des voilures du V10F et de l'ATR 72.

Les conditions en reprise hydrique sont 70°C 85 %HR pour l'évaluation de l'Environmental Know Down Factor (EKDF) sont très conservatrices. On sait que sur ce coefficient est attribué pour 1/3 à l'humidité et 2/3 à la température. Nous disposons d'informations telles que la pression, la pression partielle de l'eau, la température, etc. avec l'altitude qui nous permettent d'avoir des données plus précises sur la quantité d'eau absorbée en vie avion. Pour la mesure locale en eau, les fibres de

graphite posent problème par leur signature électronique et celle-ci est proche de celle de la molécule d'eau, qu'il est difficile d'utiliser pour faire cette mesure locale. Pour cela on a découpé la chape composite en 28 petites pièces afin de suivre leur la désorption et reconstruire le profil d'humidité local mesure dans l'épaisseur. Nous présentons la simulation avec des conditions réelles et une référence 20°C 85 %.

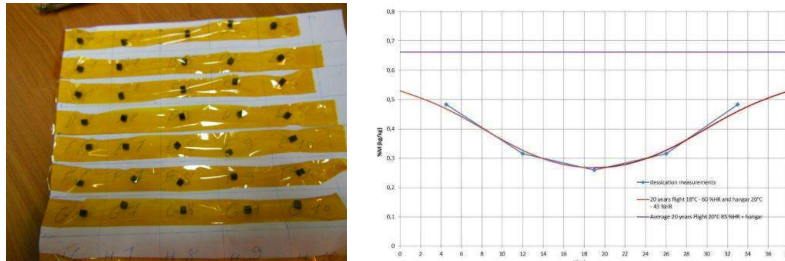


Fig. 5. Mesure et simulation du profil hydrique résiduel de la chape composite

Pour la simulation de la reprise hydrique, nous avons pris en compte un modèle Fickien en prenant en compte le comportement dit “reverse thermal effect” [8] c'est-à-dire un effet de la température sur la reprise de masse à saturation pour notre résine thermodurcissable. La simulation du cycle avion nous a permis de constater qu'en moyenne le composite voit une condition de température et d'humidité de 18°C 60 %HR pendant vingt ans de vol. La comparaison des deux profils locaux en reprise hydrique est faite avec la norme 20°C 85 HR sur la Figure 5.

1.3 Analyse du capot moteur A380

Dans cette partie, on a évalué l'effet du vieillissement avec des éprouvettes composites prélevées sur capot moteur A380 en comparaison des essais de références à partir du matériau acheté à l'état neuf selon la même référence du dossier de fabrication de cette pièce. Pour cela, on a réalisé des essais en cisaillement inter laminaire et en compression lisse pour solliciter la résine à des températures à RT, 80°C et 80°C 85 %HR. On a vérifié que le matériau thermoplastique ne s'était pas recristallisé par analyse DSC, DMA, FTIR ce qui aurait pu altérer les conclusions pour les propriétés mécaniques.

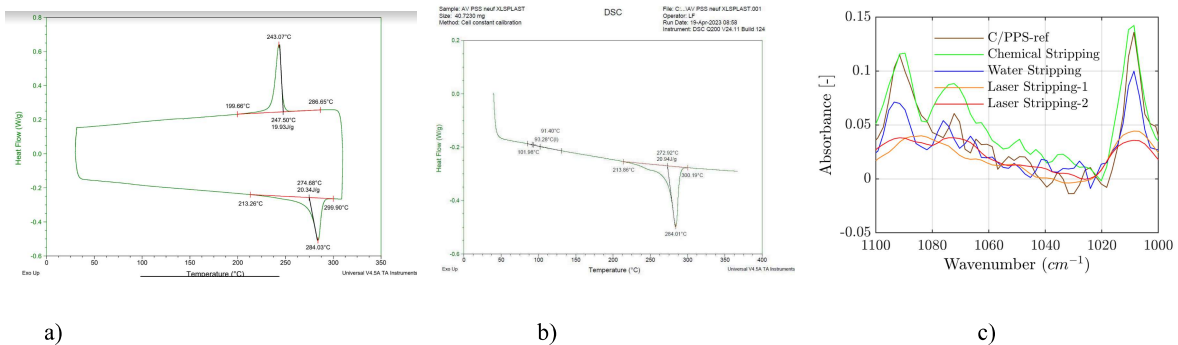


Fig. 6. DSC analysis sur le matériau vieilli (a), matériau non vieilli (b) et analyses FTIR ©

Une façon de présenter les résultats d'essais a été introduite [4] par une variable normée T_N . Cette variable représente une propriété mécanique qui prend à la fois l'effet de la température et de l'humidité en considérant leur même impact sur le comportement avec continuité tel que:

$$T_N = \frac{T_{sr} - (T_{VH} - T_{ref})}{T_{sr}^0} = \frac{T_{sr}^0 \cdot \exp(-\beta \cdot C_T) - (T_{VH} - T_{ref})}{T_{sr}^0}$$

Tsr est la température de transition vitreuse Onset selon les conditions environnementales d'essais. TVH est la température d'essai, Tref et T0sr sont les températures à RT et Tg initiale. Cr est la concentration locale en eau. B est un coefficient ajusté pour prendre en compte la chute de la Tsr avec la concentration locale en eau. Lorsque Tn est égale à 1 on est à RT et à l'état sec (Tsr=T0sr, TVH=Tref) et lorsque Tn diminue la température augmente ainsi que l'humidité, il est utile de tracer ces résultats sur une même courbe.

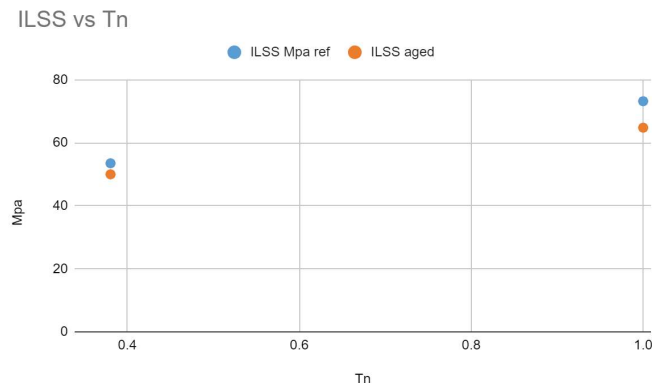


Fig. 7. Evolution de la tenue à rupture en cisaillement inter laminaire

On note que la tenue à rupture est plus faible à l'état vieilli qu'à l'état neuf. On a observé ce comportement pour toutes les structures thermodures ou thermoplastiques en fin de vie cité en abstract. Si la rupture est pilotée par la fibre, on ne note aucun effet du vieillissement. Ce type de vieillissement est un vieillissement naturel affectant la matrice de nos systèmes composites, il s'agit du vieillissement physique qui a été très étudié aux USA dans les années 80 [7] et puis récemment que l'on considère comme un vieillissement majeur pour nos structures fin de vie [6].

On a modélisé l'évolution du volume libre de notre matériau thermoplastique décrit dans la littérature [1] [2] en utilisant le modèle TNM-KAHR [3] pour faire une prédiction à long terme et faire une corrélation avec les propriétés mécaniques.

Remerciements

Remerciement à toutes l'équipe de la Aging Aircraft Academy.

Références

- [1] Y Guo, « Long-term creep of polyphenylene sulfide (PPS) subjected to complex thermal histories : The effects of nonisothermal physical aging » Yunlong Guo. Polymer 50 (2009) 4048–4055
- [2] Y Guo, « Physical Aging Characterization of PPS near the Glass Transition Température » Proceedings of the SEM Annual Conference June 1-4, 2009
- [3] Kovacs AJ, Aklonis JJ, Hutchinson JM, Ramos AR. J Polym Sci: Polym Phys Ed 1979;17(7):1097–162.
- [4] S. Didierjean, « Predicting the Behavior of Graphite/Epoxy Laminates under Hydrothermal Loads » Duracosys 2008 Porto.
- [5] A.J. Kovacs, « La contraction isotherme du volume des polymères amorphes » Journal of Polymer science pages 131-147 (1958). Prague Symposium
- [6] G.B. McKenna, « On the physics required for Prediction of Long Term Performance of Polymers and Their composites », Journal of Research of The national ISTT Vol99, N°2 199
- [7] « Physical Aging in Graphite Epoxy Composites ». NASA Technical Memorandum 81273. April 1981
- [8] Effet du vieillissement à long terme des composites carbone époxy par exposition naturelle aux intempéries sous charges cycliques. Prélèvement à 10 ans. Th Ansart, J Rouchon CEAT Juin 97