



FRACTURE TOUGHNESS OF GLARE FIBER-METAL LAMINATES

**Enrique M. Castrodeza^{(1)*}, Camila F. G. de Almeida⁽¹⁾, Fernando L. Bastian⁽¹⁾
y Juan E. Perez Ipiña⁽²⁾**

⁽¹⁾Laboratory of Fracture Mechanics, PEMM/COPPE, Federal University of Rio de Janeiro,
PO Box 68505, 21941-972 Rio de Janeiro, RJ, Brazil.

⁽²⁾Fracture Mechanics Group, National University of Comahue/CONICET,
Buenos Aires Street 1400, Q8300IBX Neuquén, Argentina.

*Correo Electrónico (autor de contacto): castrode@metalmat.ufrj.br

RESUMEN

Laminados Fibra-Metal son materiales compuestos desarrollados en la Universidad Técnica de Delft (Holanda) para aplicaciones aeronáuticas. La característica principal de estos materiales es su baja velocidad de crecimiento de fisuras por fatiga, en comparación con las aleaciones de Al de uso aeronáutico [1,2]. Esta característica está basada en el mecanismo de crack-bridging. Adicionalmente estos laminados presentan otras ventajas en comparación con aleaciones de Al monolíticas, entre ellas mayor resistencia específica, mayor resistencia a la corrosión y a impactos, así como mayor resistencia a la penetración de llamas [2]. Los laminados GLARE (de Glass-Fiber-Reinforced Aluminum) son reforzados por fibras de vidrio tipo S2 y fueron desarrollados para aplicaciones primarias (fuselajes, etc.) [1,2]. Los laminados GLARE comerciales son reforzados de acuerdo con la orientación de los esfuerzos en la estructura y pueden ser fabricados en forma de chapas finas con dimensiones similares a las chapas de Al comercial, o inclusive en mayores dimensiones, incluyendo formas complejas y paneles con doble curvatura. Actualmente laminados GLARE son utilizados en parte del fuselaje del Airbus A380, lo que constituye su aplicación más importante [1,2]. La aplicación de GLARE en este tipo de estructuras requiere un profundo conocimiento de sus propiedades mecánicas. Tradicionalmente los ensayos de fractura en GLARE son realizados en grandes paneles fisurados (geometría M(T)). La aplicación de metodologías elastoplásticas tales como la Integral J y el CTOD d5 a partir de ensayos en probetas pequeñas de geometría C(T) y SE(B) ha sido propuesta [3,4]. La utilización de probetas pequeñas tiene ventajas, tales como los menores costos de material y la posibilidad de realizar ensayos en máquinas con poca capacidad o en cámaras ambientales de pequeñas dimensiones. El objetivo de este trabajo es presentar el desarrollo de estas metodologías y los resultados de su aplicación a laminados GLARE uni y bidireccionales a temperatura ambiente y en bajas temperaturas.

ABSTRACT

Fiber-Metal Laminates (FMLs) were developed for aeronautical applications at the Technical University of Delft, Netherlands. The main characteristic of this family of composite materials is their very low fatigue crack propagation rates when compared to traditional aeronautical Al alloys [1,2]. This behavior arises from the fiber-bridging mechanism, which restricts the crack opening in the loading part of the fatigue cycle, diminishing the crack growth rate under cyclic loading. Although these laminates were basically developed taking advantage of the bridging mechanism, they also present several benefits over monolithic alloys, i.e. higher specific strength and resistance to corrosion, impact, and flame penetration [2]. Glass-Fiber-Reinforced Aluminum (GLARE) laminates are reinforced by continuous S2 glass fibers and were developed for primary applications (fuselages, bulkheads, etc.) [1,2]. Commercial GLARE laminates are reinforced by fibers oriented following the loading characteristics of the structure and can be manufactured as thin sheets of dimensions either similar to those of commercial Al alloys, or with larger dimensions, including low

complexity shapes and double curvature panels. The most important application of GLARE laminates is as large parts of the upper fuselage of the Airbus A380 [1,2]. The structural application of GLARE laminates demands a deep knowledge of its mechanical properties. Traditionally, monotonic fracture tests are performed on large and expensive center cracked (M(T)) panels. A testing methodology to evaluate the fracture toughness of FMLs based on elastic-plastic fracture mechanics (J-Integral and CTOD δ_5) and using small C(T) and SE(B) specimens was proposed [3,4]. The use of small tests specimens presents some advantages, which include lower material cost and the possibility of testing inside small environmental chambers. The objective of this work is to present the developed methodology and its application to unidirectional and bidirectional GLARE laminates, as well as compare results from traditional M(T) and small C(T) (compact tension) specimens at room and low temperature.

REFERENCIAS

1. A. Vlot, "Glare: History of the Development of a New Aircraft Material"; 2001, Dordrecht: Kluwer Academic Publishers.
2. L.B. Vogelesang and A. Vlot, "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures", Jnl Mat Process Tech. Vol. 103 (2001), p. 1-5.
3. C.F.G. de Almeida, E.M. Castrodeza and F.L. Bastian, "Comparison of J-R curves and J_C values of C(T) and M(T) specimens of bidirectional GLARE 3 5/4 0.3 fiber-metal laminates", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 159 (2016), p. 79-89.
4. O.H.P.M. Fontes, F.L. Bastian and E.M. Castrodeza, "Crack growth resistance curves of GLARE 3 5/4 0.3 fiber-metal laminates at low temperature", Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, Vol. 38 (2015), p. 268-275.

TÓPICO DEL CONGRESO O SIMPOSIO: *T08*

PRESENTACIÓN (ORAL O PÓSTER): *O (oral)*