

ANÁLISE COMPUTACIONAL DO COMPORTAMENTO MECÂNICO DE UMA NERVURA AERONÁUTICA EM FIBRA DE CARBONO COM RESINA EPÓXI E OUTRA EM LIGA DE ALUMÍNIO 7075

ALEX F. SOUZA¹, EDUARDO G. BATTISTA², JORGE T. MATISUSHIMA³.

¹ Graduando em Licenciatura em Química, IFSP, Campus São José dos Campos, alex_fernandes1989@live.com

² Graduando em Engenharia Mecânica, UNESP, Campus Guaratinguetá, e.gianni@hotmail.com

³ Professor de Materiais Compósitos, FATEC, Campus São José dos Campos, jorgetadao@fatec.sp.gov.br

Apresentado no
8º Congresso de Inovação, Ciência e Tecnologia do IFSP
06 a 09 de novembro de 2017 - Cubatão-SP, Brasil

RESUMO: A indústria aeronáutica demanda cada vez mais materiais leves e com propriedades mecânicas elevadas com a finalidade de melhorar o desempenho das aeronaves. A fibra de carbono associada à resina epóxi gera um compósito com alto desempenho estrutural e com valores de massa inferiores quando comparado às ligas de alumínio. O objetivo deste trabalho é realizar um estudo comparativo, por meio de elementos finitos, de uma nervura aeronáutica, simulada em fibra de carbono e em liga de alumínio 7075, expondo o comportamento mecânico de ambas as peças e comprovando que este componente, em fibra de carbono, apresenta tensão de Von Mises similar à peça em liga de alumínio 7075, sendo, aproximadamente, 50% mais leve, tornando a peça em compósito mais vantajosa para o setor aeronáutico.

PALAVRAS-CHAVE: Nervura; Desempenho mecânico, Elementos Finitos; Fibra de carbono, Resina Epóxi, Liga de alumínio 7075.

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE MECHANICAL BEHAVIOR FOR AIRCRAFT RIB IN CARBON FIBER WITH EPOXY RESIN AND ALUMINUM ALLOY 7075

ABSTRACT: The aeronautics industry increasingly demands light materials and high mechanical properties in order to improve aircraft performance. The carbon fiber associated with the epoxy resin yields a composite with high structural performance and lower mass values when compared to aluminum alloys. The objective of this work is to perform a comparative study, using finite elements, of an aircraft rib, simulated in carbon fiber and aluminum alloy 7075, exposing the mechanical behavior of both parts and evidence that this component, in fiber of Carbon, presents Von Mises stress similar to the 7075 aluminum alloy part, being approximately 50% lighter, making the composite part more advantageous for the aeronautical sector.

KEYWORDS: Rib; Mechanical performance; Finite elements; Carbon fiber; Epoxy resin; Aluminum alloy 7075.

INTRODUÇÃO

A Indústria aeronáutica, devido à sua necessidade, desenvolve estudos que buscam materiais mais leves e resistentes mecanicamente. O desenvolvimento de compósitos a base de fibra de carbono com resina epóxi se torna interessante pois o produto final apresenta características mecânicas elevadas, excelente desempenho sob efeito de fadiga e baixo peso (BOTELHO et al. 2006). Esse material surge como uma alternativa ao uso de materiais metálicos, como as ligas de alumínio 7075, por exemplo, visando a redução de peso e otimização do desempenho mecânico (TOTRY et al. 2010). As nervuras utilizadas em aeronave tem a função de dar forma ao perfil da asa e transmitir os esforços do revestimento para as longarinas, levando este componente à fortes solicitações de cargas. A liga de

alumínio 7075, muito utilizada na fabricação de nervuras, tem como principal elemento de liga o zinco e apresenta módulo de elasticidade de 70 GPa (ODAGIRI et al. 2014), sendo uma liga eficiente mecanicamente, entretanto, apresenta problemas como corrosão e vida limitada sob fadiga (STARKE e STALEYT. 1996). Uma das maneiras de se verificar o comportamento de uma peça é realizando uma análise por elementos finitos, que consiste em submeter a peça simulada à uma determinada carga, verificando-se onde ocorre as maiores solicitações de esforços (GRASSI e ZHANG. 2003). Este trabalho tem como objetivo comparar o desempenho mecânico, pelo método de elementos finitos, de uma nervura em fibra de carbono e uma nervura em liga de alumínio 7075, sob o efeito de uma carga de 40.000 N aplicada no centro de massa da peça, possibilitando a identificação dos pontos com maiores valores de tensão de Von Mises, que é admitida como critério de falha, e por fim mostrando as vantagens de se fabricar uma nervura e fibra de carbono em substituição da liga 7075.

MATERIAL E MÉTODOS

Para desenhar e simular o sólido foi utilizado o programa Inventor 2016 da empresa AutoDesk. Determinou-se o centro de massa para aplicação da carga de 40.000 N na posição y sentido negativo (para baixo) e os pontos de engastamento da nervura, que são respectivamente os furos presentes na peça. Definiu-se então o materiais que foram simulados, sendo eles a fibra de carbono 45° com módulo de elasticidade igual a 133 GPa, obtidos através de ensaio de tração e adicionado ao programa e liga alumínio 7075 com módulo de elasticidade igual a 70 GPa. Para ambas as simulações a peça apresentava área de total de 50647,7 mm² e volume de 322928 mm³, onde todos os dados citados foram obtidos através do programa.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

A figura 1 mostra a simulação realizada para a nervura definida em fibra de carbono, onde é possível notar que o maior valor de tensão de Von Mises é 87,57 MPa e que a mesma se encontra nos pontos de engastamento. A identificação dos valores de tensão é definida pela variação de cores representadas no sólido e apresentadas na escala de tensões na lateral da imagem.

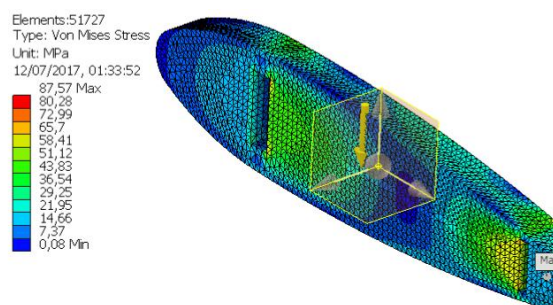


FIGURA 1. Simulação realizada para a nervura em fibra de carbono sob carga de 40.000 N

A figura 2 apresenta a simulação realizada para a nervura em liga de alumínio 7075 também sob carga de 40.000 N.

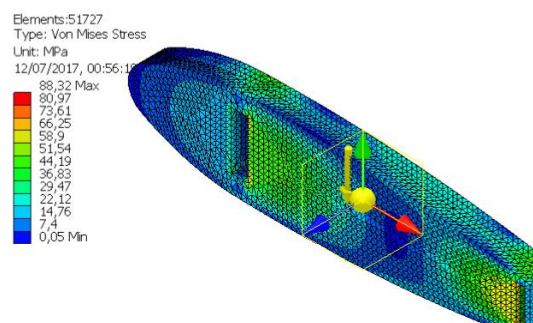


FIGURA 2: Simulação realizada para a nervura em alumínio 7075 sob carga de 40.000 N

As tensões de Von Mises para a nervura em fibra de carbono e para a nervura em liga de alumínio são similares sob a mesma carga, entretanto, a fibra de carbono apresenta massa de 0,461788 kg, dada pelo programa, enquanto a peça em alumínio apresenta massa de 0,907429 kg. A distribuição de carga em toda a peça também ocorre de modo similar, sendo os pontos de engastamento os mais afetados. A tabela 1 apresenta valores de deslocamento e tensões principais.

TABELA 1. Tensões de tração, compressão e deslocamentos para as nervuras em fibra de carbono e em alumínio 7075 sob carga de 40.000 N

Características	Fibra de carbono com epóxi	Alumínio 7075
Tensão principal-Tração (MPa)	129,489 MPa	111,476 MPa
Tensão de compressão (MPa)	51,0087	34,959
Deslocamento Máximo (mm)	0,0511427	0,092282

Nota-se, com base nos dados apresentados na tabela 1, que a fibra de carbono tem uma relação de peso e eficiência mecânica superior à liga de alumínio, mesmo que a fibra apresentando valores de tensão pouco maiores, isso não interfere no desempenho da aeronave, sendo sua maior vantagem o baixo peso, dando mais destaque a este material. Ressalta-se ainda, que o comportamento da fibra de carbono está condicionada ao processo de fabricação.

CONCLUSÕES

Com base no estudo apresentado, é possível afirmar que a fibra de carbono se torna mais vantajosa por apresentar massa inferior à liga de alumínio e comportamento mecânico relativamente parecido com a liga metálica. As simulações mostram que a fibra de carbono é resistente sob tração e compressão e possui pouco deslocamento sob efeito de carga, ao contrário da liga de alumínio que apresentou deformação mais elevada, sendo, portanto, mais eficiente como componente estrutural em uma aeronave.

REFERÊNCIAS

- BOTELHO, E. C.; SILVA, R. A.; PARDINI, L. C.; REZENDE, M. C. A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures. *Materials Research*. v.9, n.3, p.247-259, 2006.
- GRASSI, M.; ZHANG, X. Finite element analyses of mode I interlaminar delamination in z-fibre reinforced composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.63, n.12, p.1815-1832, 2003.
- ODAGIRI, N.; KISHI, H.; YAMASHITA, M. Development of TORAYCA prepreg P2302 carbon fiber reinforced plastic for aircraft primary structural materials. *Advanced Composite Materials*. v.5, n.3, p.249-254, 2014.
- STARKE, E. A.; STALEYT, J. T. Application of modern aluminum alloys to aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*. v.42, n.2-3, p.376-421, 1996.
- TOTRY, E.; ALDAREGUÍA, J. M. M.; GONZÁLES, C.; LLORCA, J. Effect of fiber, matrix and interface properties on the in-plane shear deformation of carbon-fiber reinforced composites. *Composites Science and Technology*. v.70, n.6, p.970-980, 2010.