

AVALIAÇÃO DA RESISTÊNCIA À FADIGA DE COMPÓSITOS DE FIBRAS DE CARBONO/EPÓXI

- Thiago Ribas Padula¹, Antônio C. A. Júnior², Edson C. Botelho¹ - 1 - Inter-áreas – Engenharia de Materiais – Departamento de Materiais e Tecnologia – Faculdade de Engenharia – Campus de Guaratinguetá; 2 - Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A (EMBRAER), São José dos Campos - SP

A utilização de compósitos poliméricos em componentes de aeronaves se deve às excelentes propriedades mecânicas e baixa massa específica, aliada aos elevados valores de resistência mecânica e rigidez e baixa incidência de corrosão, atendendo aos severos requisitos de desempenho dessas estruturas em serviço. Este fato torna os compósitos poliméricos particularmente atraentes como substituintes das ligas metálicas em aplicações aeronáuticas. Entretanto, quando colocados em serviço, os compósitos poliméricos encontram-se expostos a uma variedade de condições ambientais e diversos tipos de esforços mecânicos que podem causar danos irreversíveis, quando submetidos a ciclos prolongados [Cândido, G. M.; Rezende, M. C.; Almeida, S. F. M., 2000; Costa, M. L., 1998].

Atualmente, a diversidade de materiais disponíveis para uso em engenharia é extraordinariamente grande, atendendo às mais diversas aplicações do mercado. Dentro desse contexto, os compósitos poliméricos apresentam-se como um caso de reconhecido interesse em materiais de engenharia não convencionais. A grande utilização desses materiais na indústria aeronáutica deve-se a uma combinação favorável de baixa massa específica (0,9 a 1,5 g/cm³) com elevado desempenho mecânico, indo ao encontro de uma série de exigências crescentes às quais as aeronaves têm sido submetidas como, por exemplo: aumento da relação empuxo/peso, aumento da carga a ser transportada, entre outras [Costa, M. L.; Almeida, S. F. M.; Rezende, M. C., 2001; Nair, S. V., 1997].

As indústrias aeronáutica e espacial vêm sendo as grandes impulsionadoras do desenvolvimento desses materiais, por necessitarem de componentes de baixa massa específica e que atendam a severos requisitos de elevados valores de rigidez e resistência mecânica em serviço. Como muitos dos elementos estruturais utilizados no setor aeroespacial apresentam dimensões consideráveis, a moldagem pelo uso de pré-impregnados, também denominados “prepregs” (materiais compósitos de fibras longas pré-impregnados com resina parcialmente curada), tem-se mostrado como a técnica mais eficiente de processamento desses materiais. Desde o surgimento das fibras de vidro, aramida e carbono a indústria aeronáutica tem-se utilizado dessa tecnologia na fabricação de peças para aeronaves, resultando na redução de peso, maiores valores de resistências à fadiga e à corrosão, facilidade na obtenção de geometrias complexas e flexibilidade de projeto na concepção de estruturas de forma integrada, reduzindo o número de componentes [Rezende, M. C., 2000; Robinson, M. J., 1991].

Um estudo realizado pela Boeing no reparo da fuselagem de 71 de suas aeronaves 747 em serviço, com vida útil de até 29.500 horas/vôo, classifica três tipos principais de danos estruturais em aeronaves:

- Fratura por fadiga: 396 reparos (57,6%);
- Corrosão: 202 reparos (29,4%); e
- Danos por impacto: 90 reparos (13%).

As matrizes poliméricas termorrígidas são as mais utilizadas para uso estrutural em materiais compósitos por apresentarem algumas vantagens em relação aos termoplásticos, tais como: elevada estabilidade térmica, rigidez adequada, alta estabilidade dimensional, boas propriedades de isolamento térmico e elétrico e resistência à fluência e à deformação sob carregamento. Estes materiais podem ser, também, misturados fisicamente com fibras em métodos de processamento bastante simples e de baixo custo [Rezende, M. C., 2000; Robinson, M. J., 1991].

Estruturas de compósitos em serviço são geralmente submetidos a cargas de fadiga. Danos por fadiga causam uma redução gradual nas propriedades mecânicas dos compósitos tais como

resistência e dureza [Resende, M. C., 2000; Robinson, M. J., 1991]. A fadiga em compósitos reforçados com fibras contínuas consiste em um fenômeno muito complexo. Devido à degradação das propriedades de dureza durante o carregamento cíclico, as tensões são continuamente redistribuídas à estrutura do compósito, portanto, o comportamento em fadigas destes materiais heterogêneos ocorre de forma diferente quando comparado ao comportamento em fadiga em metais [Resende, M. C., 2000; Robinson, M. J., 1991].

A partir dos dados de curvas de fadiga S/N, ou seja, número de ciclos em função da amplitude de tensão (S), observa-se que muitos materiais apresentam um rápido crescimento da trinca quando a amplitude de tensão é elevada. Compósitos reforçados com fibras duras como carbono, mostram excelente resistência à fadiga, sendo capaz de suportarem elevados valores de tensões para um grande número de ciclos. A resistência à fadiga deste material é consideravelmente maior do que para uma típica liga de alumínio [Resende, M. C., 2000; Robinson, M. J., 1991].

Em função do que foi exposto, o presente trabalho teve como objetivo avaliar a resistência à fadiga do compósito de fibras de carbono aglutinadas por uma matriz epóxi, que vem sendo utilizado atualmente em componentes de aeronaves.

A laminação dos pré-impregnados de fibras de carbono com epóxi foi realizada de forma manual pela EMBRAER. Neste trabalho foi utilizado um reforço de carbono na forma de tecido plain weave.

A qualidade dos laminados poliméricos, assim obtidos, foi avaliada por medidas do conteúdo de resina e fibras em volume via digestão ácida de pequenas amostras, segundo a norma ASTM D 3171-76 e via ensaio de TGA, utilizando-se um equipamento da Perkin Elmer, modelo TGA 7. A microscopia óptica foi realizada em amostras de compósitos antes dos ensaios para a verificação da qualidade do processo de fabricação do material.

Corpos-de-prova (cdps) de compósitos de fibras de carbono/epóxi foram submetidos a ensaios de resistência à tração de acordo com a norma ASTM-D 3039. A partir destes resultados, uma metodologia adequada para a avaliação da resistência à fadiga destes materiais foi realizada.

A Figura 1 apresenta a fotomicrografia do compósito de fibras de carbono/epóxi, mostrando que o processamento utilizado foi adequado para a obtenção de um material sem falhas ou porosidade. A presença de poros poderia influenciar negativamente na avaliação da resistência à fadiga do material, pois falhas podem atuar como concentradores de tensões.

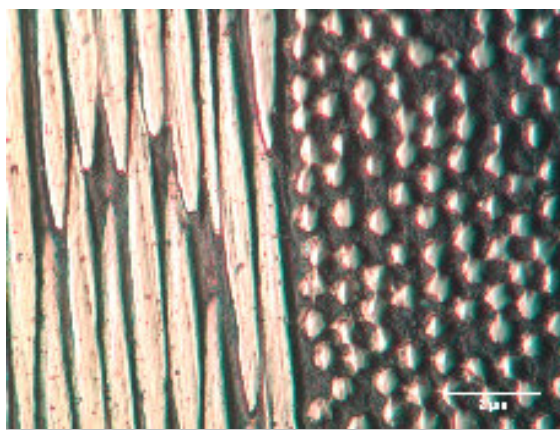


Figura 1 – Microscopia óptica com aumento de 1000x.

A Tabela 1 apresenta os resultados obtidos a partir do ensaio de digestão ácida e termogravimetria. A partir destes ensaios, o teor de fibra foi determinado, entretanto, a técnica de

digestão ácida se apresentou menos precisa pois, durante o processo de extração das fibras de reforço, foi observado que uma pequena parte deste reforço ficou aderido no funil de separação.

Tabela 1 – Resultados dos ensaios de digestão ácida e TGA

| Material | Digestão ácida | Termogravimetria (TGA) |
|----------------------|----------------|------------------------|
| Fibra de carbono (%) | 53 ± 2 | 58 ± 1 |
| Resina epóxi (%) | 47 ± 2 | 42 ± 1 |

A Tabela 2 apresenta os resultados de tensão máxima em tração para os compósitos de fibras de carbono. A partir deste resultado, foi possível a construção da curva adequada de resistência à fadiga do compósito de fibra de carbono/epóxi. Os resultados obtidos a partir do ensaio de resistência à tração, para os valores de tensão máxima para o compósito de carbono epóxi, coincidem com os valores encontrados em literatura [Robinson, M. J., 1991].

Tabela 2 – Resultados de resistência à tração para o compósito estudado.

| Tensão média (MPa) | Desvio padrão (MPa) |
|--------------------|---------------------|
| 827 | 46 |

A Figura 2 apresenta os resultados de resistência à fadiga de compósitos de fibras de carbono/epóxi. A partir dos valores obtidos, pôde-se observar que o compósito estudado apresenta uma vida infinita quando solicitado em cargas menores que 260 MPa, e trabalha em baixo ciclo quando solicitado em cargas compreendidas entre 340 e 460 MPa. A partir destes resultados é possível definir aplicações específicas para este material como estrutura primária em aeronaves.

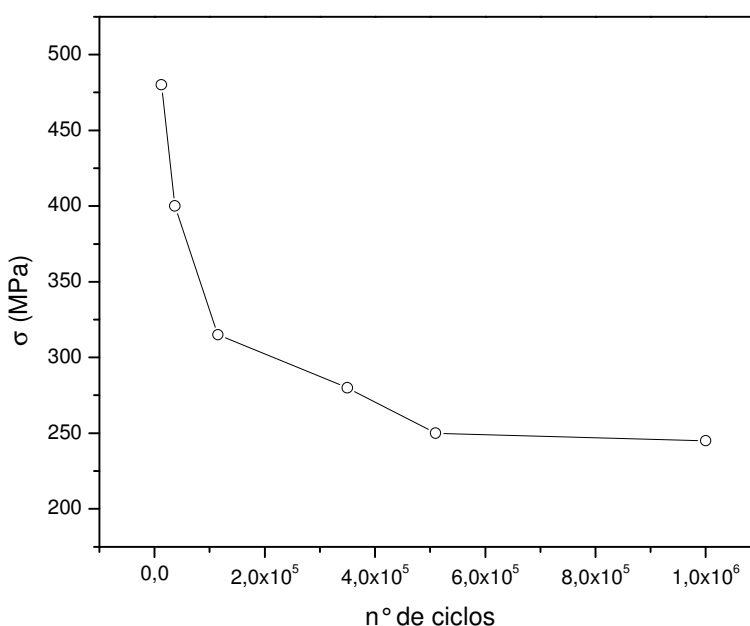


Figura 2 – Gráfico das curvas de Fadiga do compósito de fibras de carbono/epóxi.

A partir do presente trabalho pode-se concluir que o compósito de fibras de carbono com matriz termorrígida epóxi possui elevadas propriedades mecânicas de resistência à tração e à fadiga e baixa densidade, preenchendo todos os requisitos impostos pelo setor aeroespacial, sendo assim, consiste em um excelente material para aplicações estruturais em aeronaves, substituindo algumas ligas metálicas, reduzindo o peso da aeronave e proporcionando maior resistência mecânica.

Agradecimentos:

Os autores gostariam de agradecer à FAPESP pelo auxílio financeiro.

BIBLIOGRAFIA

CÂNDIDO, G. M.; REZENDE, M. C.; ALMEIDA, S. F. M., Processamento de Laminados de Compósitos Poliméricos Avançados com Bordas Moldadas, **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, nº 2, 2000.

COSTA, M. L. **Estabelecimento de parâmetros de processamento de compósitos estruturais via análise térmica e viscosimétrica**. 1998. 142f. Dissertação de Mestrado (Mestrado em Ciências), Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

COSTA, M. L.; ALMEIDA, S. F. M.; REZENDE, M. C. The influence of porosity on the interlaminar shear strength of carbon/epoxy and carbon/bismaleimide fabric laminates. **Composites Science and Technology**, 61, pp. 2101-2108, 2001.

NAIR, S. V.; WONG, S. C.; GOETTLER, L. A. Fracture Resistance of Polyblends and Polyblend Matrix Composites, Part I – Unreinforced and fibre-reinforced nylon 6,6/ABS polyblends, **Journal of Materials Science**, 32, pp. 5335 –5346, 1997.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. – O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial, **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, p. E4 –E10, n.2, vol.10, 2000.

ROBINSON, M. J.; CHARETTE, R. O.; LEONARD, B. G. Advanced Composite Structures for Launch Vehicles, *Sampe Quarterly*, pp. 26 – 37, 1991.