

Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Avaliação de vida em fadiga de compósitos de carbono/epóxi submetidos à compressão.

Bolsista: Felipe da Costa Aparecido

Orientador(a): Vanderlei de Oliveira Gonçalves

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2013 a Julho de 2014

Resumo

O presente trabalho tem como objetivo o estudo da vida em fadiga de compósitos bidirecionais orientados a $0/90^\circ$ de carbono/epóxi submetidos à compressão. Foram executados ensaios estáticos com o objetivo de se obter a tensão de ruptura (σ_R) e o módulo de elasticidade (E) e os valores médios obtidos foram de 378 ± 27 MPa e $88,7 \pm 3$ GPa, respectivamente. O limite de tensão em fadiga obtido a partir da curva S-N do material foi de ~ 235 MPa. Também foi calculado um valor estatístico de tensão denominado de tensão de base B ($\sigma_{\text{Base-B}}$), baseado nos dados dos ensaios de compressão estáticos, que foi de 308 MPa. A $\sigma_{\text{Base-B}}$ pode ser utilizada como parâmetro para se determinar um valor de tensão limite de fadiga baseado na obtenção da tensão residual, onde o material, neste caso, não sofrerá nenhum dano após 120.000 ciclos de trabalho.

1. Introdução

Os materiais compósitos têm sido cada vez mais utilizados, principalmente na indústria aeroespacial, devido a sua característica de baixa massa específica aliada à alta resistência mecânica, tanto estática quanto em fadiga (DEGRIECK, 2001).

Conceitualmente, os compósitos são materiais que consistem em duas ou mais fases distintas numa escala macroscópica. Uma das fases, o reforço, tem como função principal suportar os esforços aplicados. A outra fase, a matriz, tem como função a aglutinação dos reforços e a transferência e distribuição dos esforços no compósito (ANCELOTTI, 2011). No caso dos compósitos estruturais, os reforços mais utilizados são as fibras de vidro e as fibras de carbono e quanto as matrizes, as mais utilizadas são as resinas fenólicas e as resinas epóxi.

Grande parte das falhas ocorridas em materiais estruturais, como os compósitos, é causada por fadiga. Assim, é muito importante que seja conhecido o comportamento desses materiais, quando submetidos à fadiga. Devido às suas características anisotrópicas e heterogêneas, o comportamento dos compósitos é ainda mais complexo comparado aos materiais metálicos, quando o comportamento em fadiga é considerado. As principais causas dessa complexidade são os diferentes tipos de danos que podem ocorrer, suas interações e diferentes taxas de crescimento (DEGRIECK, 2001), além disso, imperfeições como desalinhamento das fibras e porosidade devem ser considerados (KYRIAKIDES, 1995). Dentre os carregamentos aos quais uma aeronave é submetida durante sua vida útil, a compressão é, certamente, a que apresenta o menor número de trabalhos publicados, devido à dificuldade de se aplicar compressão pura, isenta de outros esforços, tais como flambagem, cisalhamento e esmagamento nas extremidades, que podem interferir na resistência à compressão dos compósitos, em geral.

Os ensaios de compressão em compósitos começaram a tomar importância na década de 70, com o surgimento da norma ASTM D3410, que utilizava o método conhecido como *Celanese*, desenvolvido pela *Celanese Corporation*. Vários outros dispositivos e normas foram desenvolvidos, no intuito de se produzir compressão pura. Atualmente, as normas mais utilizadas para ensaios de compressão são a ASTM D3410, que utiliza o método conhecido como *IITRI*, desenvolvido pela *Illinois Institute of Technology Research Institute* e a ASTM D6641, que utiliza o método *CLC (Combined Loading Compression)*, desenvolvido na Universidade de Wyoming (LACKEY, 2007).

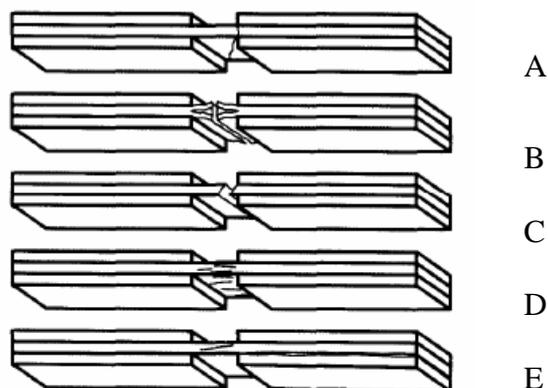


Figura 1 – Modos de falha aceitáveis em compressão

Quando submetidos à compressão, os compósitos podem apresentar diversos modos de falha. A figura 1 mostra modos de falha válidos segundo a ISO 14126:1999, que são: cisalhamento no plano (A), falha complexa (B), cisalhamento ao longo da espessura (C), formação de fendas (D) e delaminação (E).

Há varias maneiras de analisar o comportamento de materiais submetidos à fadiga. Uma das mais utilizadas é a curva S-N (Tensão x Número de ciclos), que fornece informações importantes para o projeto de componentes estruturais, como a tensão limite de fadiga, que é a tensão máxima suportada pelo material por um determinado número de ciclos sem a ocorrência de falhas. Cada corpo de prova é submetido ao ensaio de fadiga até um determinado número de ciclos, de acordo com o tipo de aplicação de cada material em uma determinada estrutura.

O objetivo desse trabalho é obter a vida em fadiga de um compósito de carbono/epóxi bidirecional orientado a 0/90° submetido a compressão utilizando-se uma curva S-N e obter o limite de tensão em fadiga após 120.000 ciclos

2. Material e métodos

O material utilizado nos ensaios foi um compósito carbono/epóxi 0/90° com um volume de fibras de ~55%. Foram fabricadas 6 (seis) placas na Divisão de Materiais – AMR, utilizando-se a técnica de “*hand layup*” para a impregnação dos tecidos e uma bolsa de vácuo para a compactação da placa. Para a confecção de cada placa, foram utilizadas 10 camadas de tecido de carbono 8HS e resina EPOCAST 50 – A1. A cura foi realizada em uma prensa hidráulica, com uma tensão aplicada de 500 psi (3,5 MPa) à uma temperatura de 90°C durante 1h30min. Os corpos de prova foram cortados com 80 mm de comprimento, 12 mm de largura e 4 mm de espessura.

Os ensaios foram realizados em uma Máquina Universal de Ensaio modelo MTS 810.25 com célula de carga de 25 kN de fundo de escala, utilizando-se um dispositivo de ensaios desenvolvido na Subdivisão de Ensaio Estruturais ASA-E, conforme mostrado na figura 2. Nos ensaios estáticos os corpos de prova foram fixados no dispositivo de ensaio e submetidos à uma tensão uniaxial com taxa de carregamento constante de 1 mm/min até a ruptura. Com esses ensaios foram obtidas a tensão de ruptura média e o módulo de elasticidade médio. Com esses dados foi possível calcular a tensão de Base B ($\sigma_{Base\ B}$). A $\sigma_{Base\ B}$ é um valor

admissível de tensão obtido por meio de um cálculo estatístico, no qual pelo menos 90% da população deve apresentar um valor de resistência igual ou superior ao limite de tolerância mínimo de resistência com um intervalo de confiança de 95%. O valor de base B pode ser obtido por meio do software STAT17 (Mil HDBK-17, 2002).

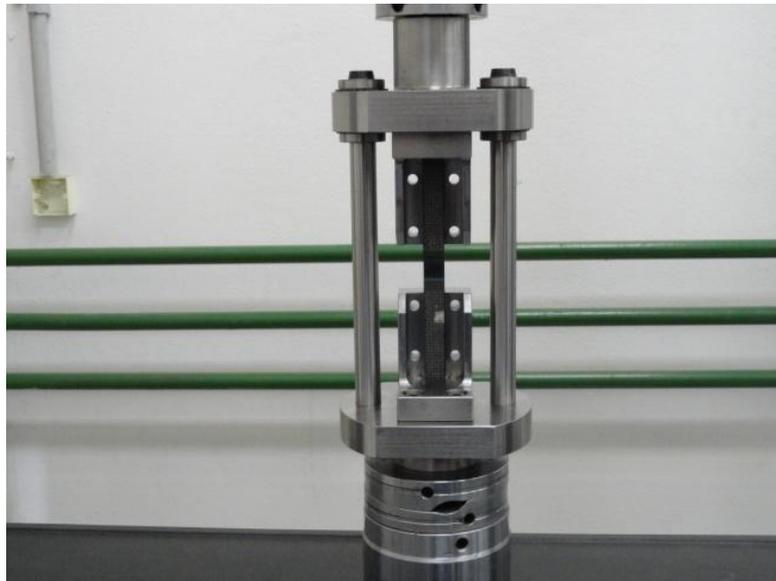


Figura 2 – Dispositivo para ensaio estático e de fadiga.

Os ensaios de fadiga foram realizados utilizando-se uma razão de tensão (R) de 10, uma frequência (f) de 12Hz e uma onda senoidal de amplitude constante. O número máximo de ciclos definido para esses ensaios é de 120.000 ciclos, o que corresponde à duas vidas de uma aeronave comercial (FAA- FEDERAL REGISTER, 2010).

3. Resultados

A Figura 3 mostra as curvas de tensão/deformação dos ensaios de compressão estáticos em 20 (vinte) corpos de prova. A deformação (ε) foi calculada utilizando a equação 1.

$$\varepsilon = -\frac{\Delta L}{L_i} = -\frac{(L_f - L_i)}{L_i} \quad \text{Eq. 1}$$

Onde L_f é o comprimento final (mm) e L_i é o comprimento inicial (mm) do corpo de prova.

Os valores médios de tensão de ruptura (σ_R) e módulo de elasticidade (E), obtidos foram de 378 ± 27 MPa e $88,7 \pm 3$ GPa, respectivamente. Esses valores foram adotados como os parâmetros para os ensaios de fadiga.

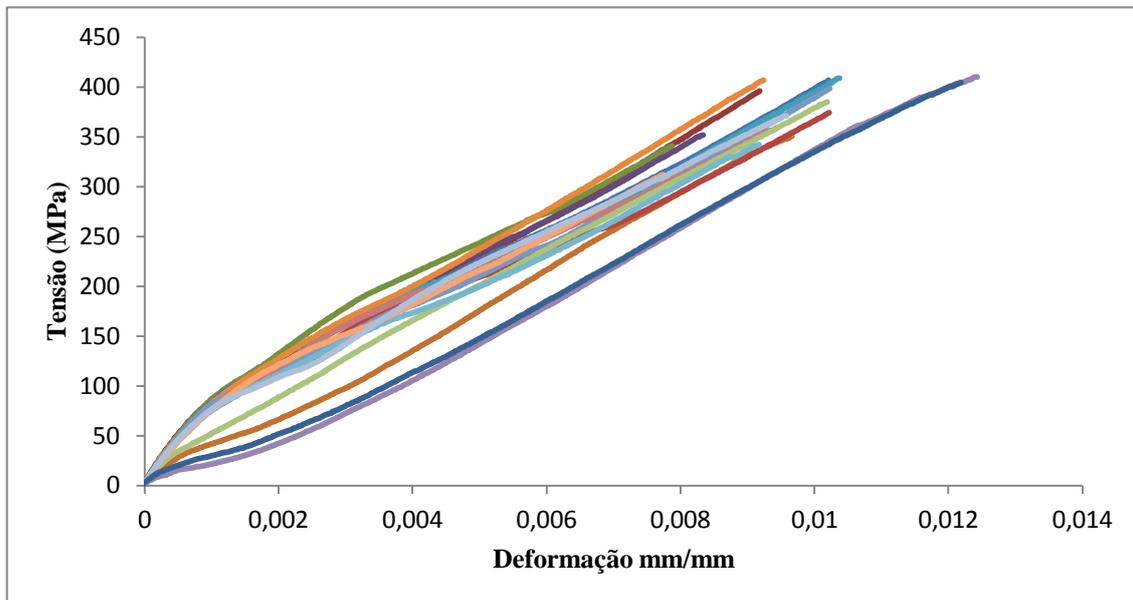


Figura 3 – Gráfico Tensão x Deformação

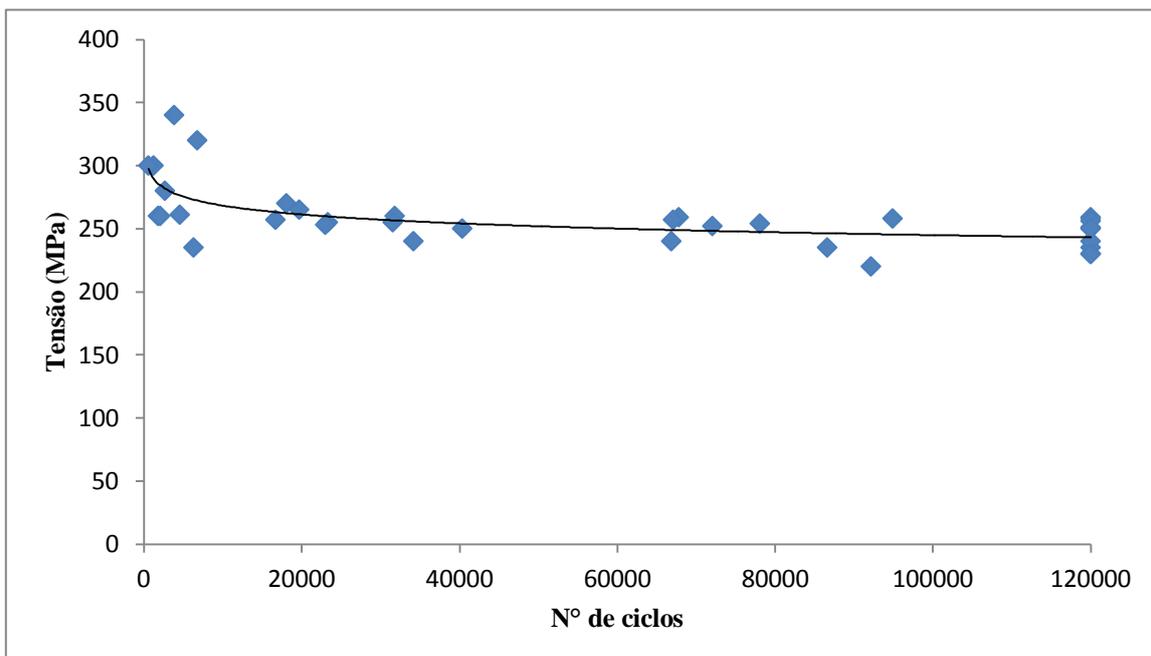


Figura 4 – Curva S-N

A figura 4 mostra a curva S-N obtida nos ensaios de fadiga. Foram ensaiados 37 (Trinta e sete) corpos de prova com diferentes níveis de tensão, os pontos azuis representam os dados experimentais para cada corpo de prova e a curva contínua representa uma curva de ajuste logarítmico dos dados experimentais. Dentre os corpos de prova ensaiados 11 (onze) resistiram até 120.000 ciclos e o limite de tensão em fadiga obtido foi de ~235 MPa.

4. Conclusões

Os valores médios de tensão de ruptura (σ_R) e módulo de elasticidade (E) obtidos nos ensaios estáticos foram de 378 ± 27 MPa e $88,7 \pm 3$ GPa, respectivamente. A σ_{Base-B} obtida utilizando-se os dados dos ensaios de compressão estáticos foi de 308MPa.

A partir da curva S-N, pode-se observar experimentalmente o comportamento do material quando submetido à compressão em fadiga. O limite de tensão em fadiga foi de ~235MPa.

O valor de σ_{Base-B} é mais conservativo, quando comparados com de σ_R e com o limite em fadiga e podem ser utilizados como parâmetro para se obter o acúmulo de danos nos corpos de prova que sobreviveram aos 120.000 ciclos de fadiga.

Referências

ANCELOTTI JUNIOR, A. C. **Efeito da Porosidade nas Propriedades Estáticas e de Fadiga de Compósitos de Fibra de Carbono/Resina Epóxi**. 2011. Tese de doutorado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **D3410-03**: Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading. W. Conshohocken, Pa: ASTM, 2003 (first issued in 1975).

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **D6641-01**: Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using A combined Loading Compression (CLC) Test Fixture. W. Conshohocken, Pa: ASTM, 2001 (first issued in 2001).

DEGRIECK J., PAEPEGEM, W. V., Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials: Review, **Applied Mechanics Review**, v.54, n.4, p. 279-300, 2001.



ISO 14126: 1999. **Fibre-reinforced plastic composites – Determination of compressive properties in the in-plane direction**, ISO, 1999.

MILITARY SPECIFICATIONS/DOD, **MIL HDBK 17-F**: Composite Materials Handbook. USA: Department of Defense, 2002.(v.1, revision F).

LACKEY E. AT. ALL. **Comparison of Compression Test Methods for Pultruded Composites**. *COMPOSITES & POLYCON 2007 American Composites Manufacturers Association October 17-19, 2007 Tampa, FL USA*.

KYRIAKIDES S. AT. ALL. **On the Compressive Failure of Fiber Reinforced Composites**. Engineering Mechanics Research Laboratory, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics. The University of Texas at Austin. Austin, USA, 1995.

UNITED STATES. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. Aging airplane program: widespread fatigue damage. **Federal Register**, Washington , DC, v. 75, n. 219. Nov. 2010.