

## Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Caracterização microestrutural em compósitos de carbono/epóxi com porosidade induzida por adição de teflon em pó submetidos a fadiga compressiva.

Bolsista: Lucas Ueda Arata

Orientador(a): Vanderlei de Oliveira Gonçalves

Período a que se refere o relatório: Janeiro de 2015 a Julho de 2015

### Resumo

A utilização de materiais compósitos na indústria aeroespacial tem crescido a cada dia, devido, entre outros fatores, a sua baixa massa específica, inferior a  $2 \text{ g/cm}^3$  e a sua alta resistência mecânica, superior 500 MPa (Matthews, 1994, Hull, 1996). Diversos estudos têm sido conduzidos durante os últimos anos sobre o comportamento em fadiga dos materiais compósitos submetidos a diversos tipos de carregamento. Este trabalho apresenta resultados preliminares de microscopias ópticas em corpos de prova de compósitos de carbono/epóxi submetidos a esforços de compressão em fadiga para a determinação de danos (poros e trincas) por imagem. Para este fim, foi utilizado o software *ImageJ*, que utiliza parâmetros de resolução de imagem, para detectar e quantificar o nível de porosidade nesses compósitos.

### 1. Introdução

No planejamento inicial do projeto foi proposta a caracterização microestrutural em compósitos de carbono/epóxi com porosidade induzida por adição de teflon em pó submetido a fadiga compressiva. Porém, as placas de material compósito confeccionadas com adição de teflon de 4% em massa, apresentaram valores de porosidade maiores do que as esperadas, maiores que 10%. Neste caso foi descartado o uso de teflon para a obtenção de porosidade controlada e utilizado materiais com níveis de porosidade normal que são inerentes aos processos de fabricação. A indústria aeroespacial, em geral, utiliza níveis de porosidade, em componentes estruturais com valores inferiores a 2% de poros, que se caracteriza como um valor seguro para evitar falhas prematuras em fadiga (Abraham, 1998).

Os materiais compósitos são constituídos normalmente por duas fases, a primeira denominada reforço, que tem como finalidade suportar esforços aplicados e a segunda denominada matriz, responsável por conferir a estrutura do compósito e a transferência de carga entre fibras (Callister, 2002).

Os materiais compósitos possuem características anisotrópicas e heterogêneas, que dificultam seu estudo em fadiga quando comparados a materiais isotrópicos como, por exemplo, os metálicos. Outros fatores que diferem os compósitos dos materiais isotrópicos são os diferentes tipos de danos que podem ocorrer, suas interações e diferentes taxas de crescimento (Degrieck, 2001).

Existem padrões específicos para caracterizar os tipos de falhas ocorridos. Os modos de falhas em materiais compósitos dependem, principalmente, do tipo e da orientação das fibras e da direção da aplicação do carregamento. A figura 1 mostra três modos de falhas que podem ocorrer em compósitos, (a) translaminar, (b) interlaminar e (c) intralaminar (Smith, 1987).

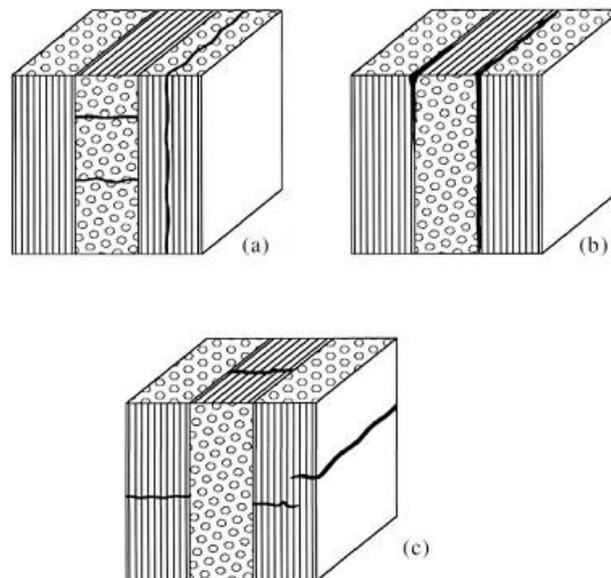


Figura 1 - Modos de falha em compósitos (Smith, 1987).

Dentre os esforços aos quais os materiais são submetidos, principalmente para os compósitos, o de compressão sem dúvida é um dos mais difíceis de se aplicar, principalmente devido as dificuldades para a escolha de um método experimental adequado. Segunda Bech (2011) estudos relativos a compósitos submetidos à compressão em fadiga são muito

limitados, na maioria dos casos, os corpos de prova são submetidos à compressão com flexão e não a compressão axial pura. Um dos parâmetros críticos em ensaios de compressão, de um modo geral, é o alinhamento do corpo de prova com a aplicação da carga de modo a ter um campo de tensão uniforme na área estudada e ao mesmo tempo prever a flambagem do corpo de prova, conforme mostrado na figura 2.

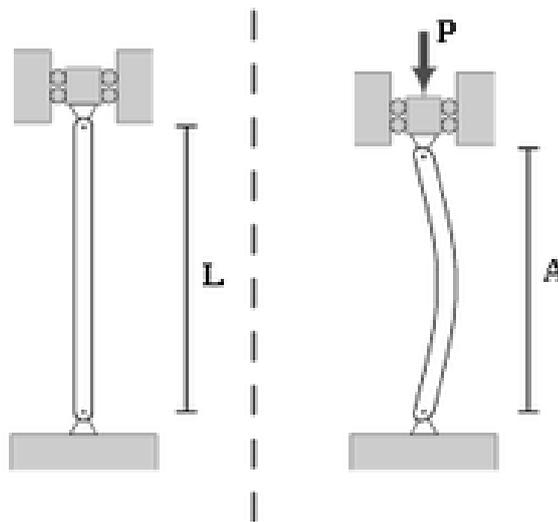


Figura 2 - Ilustração de um esforço de compressão onde ocorre flambagem

A porosidade é um fator que interfere significativamente na resistência mecânica, rigidez e na vida em fadiga dos materiais compósitos, comprometendo seu desempenho estrutural, principalmente na indústria aeroespacial. Os principais fatores que colaboram para o aumento da porosidade são presença de voláteis na resina, diferentes ciclos de cura, composição da resina, configuração dos reforços no compósito, esforços mecânicos, composição química da resina ou mesmo a configuração do compósito ( Niu, 2000, Rubin e colaboradores, 1993). A formação de poros e sua morfologia dependem dos materiais e das condições de processamento (ASM International, 2010). Neste trabalho, foi utilizado o software *ImageJ*, que analisa a imagem obtida utilizando microscopia óptica, para obter a porosidade do compósito. Através deste programa é possível selecionar manualmente as regiões mais escuras da imagem, que representam os poros e obter a porcentagem de porosidade da área selecionada.

## 2. Material e métodos

Os compósitos foram obtidos pelo método de empilhamento de camadas (*Hand lay-up*) em bolsa de vácuo. A cura foi feita em uma prensa hidráulica a temperatura de 93 °C, a pressão de 0,63 MPa, e um ciclo de cura de 2h, com matriz em resina epóxi Epocast 50-A (fabricante: Huntsman), Endurecedor 9816. Os reforços são de tecido de fibra de carbono unidirecional com 149 g/m<sup>2</sup> (Hexcel).

Os corpos de prova foram cortados com um disco de corte diamantado nas seguintes dimensões: 72 mm de comprimento, 14 mm de largura e 1,7 mm de espessura.. Os ensaios foram realizados em equipamento de ensaios de materiais marca MTS (*Material Test System*), modelo 810.10 com célula de carga de 25 kN de fundo de escala. Foi utilizado um dispositivo desenvolvido no laboratório de ensaios estruturais ASA-E, para a aplicação dos carregamentos em compressão estático e em fadiga, conforme mostrado na figura 3.



Figura 3 - Dispositivo de ensaios de compressão

Os ensaios de compressão em fadiga foram realizados para a obtenção da curva S-N, tensão por números de ciclos, onde cada corpo de prova foi submetido a um diferente nível de tensão.

Todos os ensaios de fadiga foram conduzidos com uma razão de tensão  $R=10$ , aplicação de carga na forma senoidal, com amplitude constante, frequência de 12 Hz e com limite máximo de 120.000 ciclos, que corresponde a aproximadamente duas vidas de uma aeronave civil (Ancelotti, 2006). Após os ensaios de fadiga foram obtidos alguns corpos de prova que sofreram rompimento total antes dos 120.000 ciclos e outros que resistiram aos 120.000 ciclos.

Os corpos de prova foram embutidos em um polímero e preparados para a microscopia óptica, conforme mostrado na figura 4.



Figura 4 - Preparação dos corpos de prova para microscopia óptica

As imagens das amostras foram capturadas utilizando o Microscópio Óptico *Carl Zeiss AxioTech 100HD*, 45 10 07, G/180116.

Para o cálculo da porosidade é necessário a conversão da imagem obtida para 8-bits, fazendo com que a imagem apresente grau de tonalidade entre as cores preto e branco. O software apresenta uma ferramenta denominada de *Threshold* onde é possível selecionar manualmente as regiões escuras da imagem, que neste caso, são os poros. Feita a seleção, é possível fazer a análise da imagem, e assim obter a porcentagem de poros.

### 3. Resultados

Imagem do compósito antes do ensaio de fadiga com o aumento de 50X, como mostrado na figura 5:

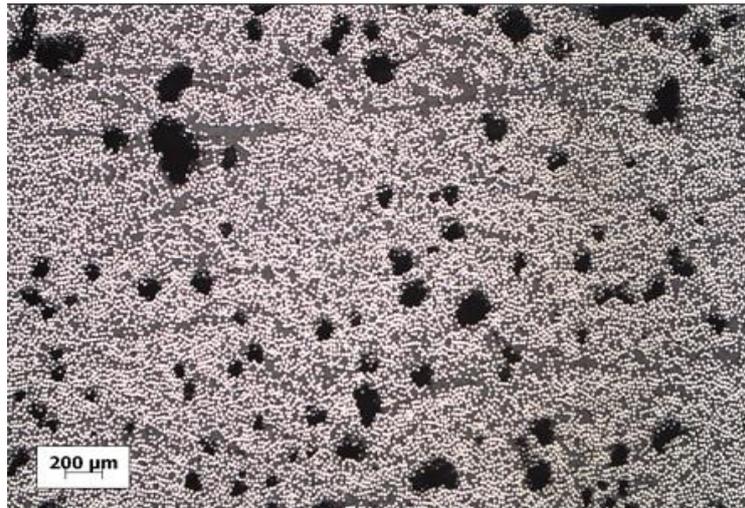


Figura 5 - Microscopia antes da fadiga com ampliação da imagem em 50x

Para o cálculo da porosidade, a análise foi feita na figura 5, utilizando o software por imagem, obtendo uma porcentagem de poros de 7.4 %.

Em seguida, foram capturadas imagens do compósito que sofreu rompimento total, com aumento de 100X e a do compósito que sofreu rompimento parcial, com aumento de 50X, após serem submetidos a ensaio de fadiga, mostrados na figura 6 e figura 7, respectivamente.



Figura 6 - Compósito com rompimento total, aumento 100x

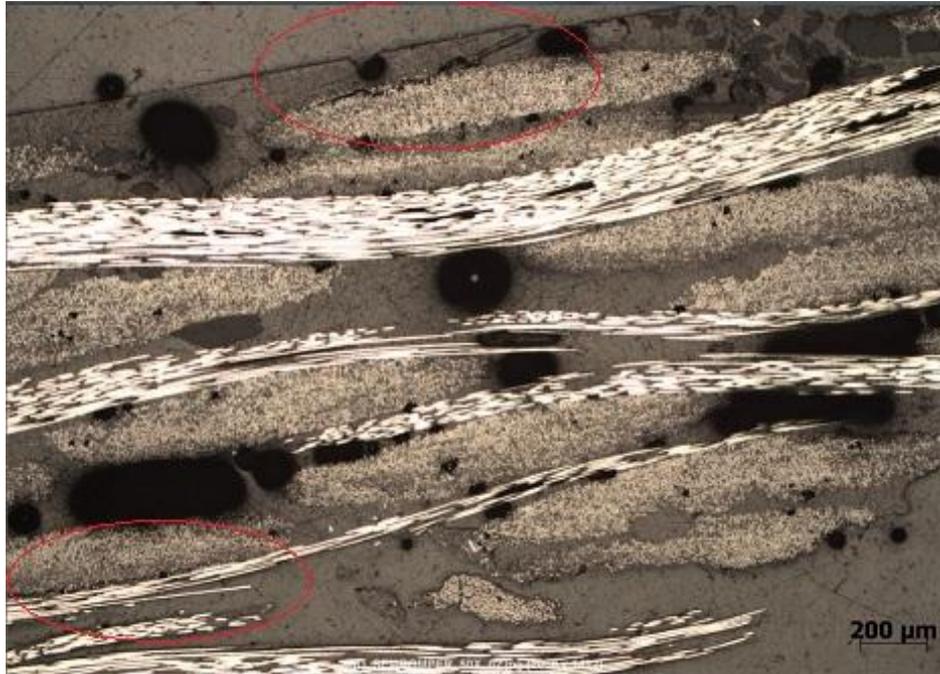


Figura 7 - Compósito com rompimento parcial, aumento 50x

Pelas imagens, observam-se algumas trincas nos compósitos devido à fadiga de compressão. Essas trincas estão circuladas em vermelho. Podemos ver que ocorrem falhas interlaminares na figura 6 e falhas intralaminares na figura 7.

A principal diferença entre antes e depois da fadiga foi o aparecimento de trincas, devido a fadiga de compressão.

#### 4. Conclusões

A partir da microscopia óptica, foi possível coletar imagens, e quantificar a porosidade do compósito estudado encontrando 7.4%.

Das imagens obtidas a partir dos compósitos que sofreram fadiga, foi possível detectar o aparecimento de trincas. O processo de preparação das amostras (lixamento e polimento) influencia nas análises de falhas (poros e trincas), e deve ser melhorado para as próximas análises.

Conclui-se preliminarmente que a técnica de microscopia óptica é capaz de detectar falhas e porosidades, que, porém necessita de maior investigação. Necessita-se de um número maior de corpos de prova com diferentes níveis de porosidade para se aprimorar esta técnica, que a princípio se mostra favorável.

Para a próxima etapa do projeto, serão comparadas a porosidade antes e depois da fadiga para outros tipos de compósitos de carbono/epóxi.

## Referências

ABRAHAM, D. ; MATTHEWS, S. ; MCLLHAGGER, R. A comparison of physical properties of Glass Fibre Epoxy composites produced by wet lay up with autoclave consolidation and resin transfer molding. *Composites Part A*, Elsevier Science, 29A, pp. 795-801, 1998.

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.

ANCELOTTI JUNIOR, A. C. **Efeitos da Porosidade na Resistência ao Cisalhamento e nas Propriedades Dinâmicas de Compósitos de Fibra de Carbono/Resina Epóxi**. 2006. Tese de Mestrado - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CALLISTER JR, W. D. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 5. ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 2002.

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.

J. I. BECH, S. GOUTIANOS, T. L. ANDERSEN, R. K. TOREKOV, P. BRØDSTED. A New Static and Fatigue Compression Test Method for Composites, Journal compilation (2008) Blackwell Publishing Ltd *J Strain*, 2011 47, 21-28 26 doi: 10.1111/j.1475-1305.2008.00521.x

HULL, D. & CLYNE, T. W. *An Introduction to Composite Materials*, Cambridge, UK (1996).

KAR, R. J. **Composite failure analysis handbook**: technical handbook - atlas of fractographs. Wright-Patterson AFB: Wright Laboratory, 1992c. v.2, part.2. (WL/TR-91-4032 / DOT/FAAT/CT-91/23).

MATTHEWS, F. L. & Rawlings, R. D. *Composite Materials: Engineering and Science*, Chapman & Hall , London, UK (1994).

NIU, M. C. Y. *Composite Airframe Structures: Practical Design Information and Data*. 3.ed.: Hong Kong Conmilit Press Limited, 200.

RUBIN , A. M.; JERINA, K. L. Evaluation of Porosity in Composite Aircraft Structures. *Composites engineering*, v. 3, n.7-8, p. 601-618, 1993.

SMITH, B.W. Fractography for continuous fiber composites. In: ASM International. *Composites*. Metals Park: ASM: c1987a. cap. 11, p. 786-793. (Engineered materials handbook, v.1).

Void Analysis of Composite Materials. Em: *Optical Microscopy of Fiber-Reinforced Composites* (ASM International). Publicação: p.147 - 158, 2010.