

DURABILIDADE DE PAINÉIS AERONÁUTICOS REFORÇADOS DE MATERIAL COMPÓSITO SUJEITO A CARGAS DE COMPRESSÃO NO PLANO NO REGIME DE PÓS-FLAMBAGEM

A.S. Oliveira^{1,*}, R. F. Gouvea^{1,2}, M.A.Arbelo¹, M.V. Donadon¹, R.C.M.Sales^{1,2}

1 Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos - Professor Jessen Vidal
Av. Cesare Mansueto Giulio Lattes, 1350 - Eugênio de Melo, São José dos Campos/SP,
CEP.: 12247-014, Brasil.
Telefone: (12) 3905-2423

2 Laboratório de Estruturas, Departamento de Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, São José dos Campos/SP, CEP:12228-900, Brasil.
Telefone: (12) 3947-4545

*arthur_scaglioni@terra.com.br

RESUMO: O objetivo deste trabalho foi o estudo da durabilidade dos painéis de fibra de carbono/epóxi reforçados e colados submetidos ao regime pós-flambagem sob cargas compressivas. O estudo baseou-se no teste de fadiga utilizando cargas de compressão nos espécimes feitos com falhas iniciais na região de colagem. Para monitorar o processo de delaminação, a técnica de ultrassonografia foi utilizada como teste não destrutível. No final, foi possível observar a relação entre a propagação de delaminação e a quantidade de cargas cíclicas suportadas pelo material. Concluiu-se que os painéis reforçados suportaram uma série de ciclos com baixa taxa de propagação de delaminação. Isso mostra que as aplicações desses materiais como estruturas aeronáuticas são seguras.

PALAVRAS-CHAVE: delaminação; propagação de trincas; cargas de compressão; juntas coladas; fadiga.

ABSTRACT: The aim of this work was the study of the durability of reinforced and bonded carbon fiber / epoxy panels submitted to the post-buckling regime under compressive loads. The study was based on fatigue test using compression loads in specimens made with initial failures in the bonded area. To monitor the delamination process, the ultrasonography technique was used as a non-destructible test. In the end, it was possible to observe the relationship between delamination propagation and the quantity of cyclic loads that the material supports. It was concluded that the reinforced panels supported a series of cycles with a low rate of delamination propagation. This shows that the applications of these materials as aeronautical structures are safe.

KEYWORDS: delamination; crack propagation; compression loads; bonded joints; fatigue.

1. INTRODUÇÃO.

Na confecção de um projeto aeronáutico, um dos fatores que influenciam, é a escolha do melhor material em relação ao seu desempenho combinado com o alívio de peso para o aumento da potência de uma aeronave. Devido a isso a indústria aeronáutica tem largamente utilizado compósitos avançados para o desenvolvimento de suas aeronaves por seu alto desempenho mecânico na resistência, rigidez e baixa densidade em comparação com metais.

O crescente uso de polímeros reforçados com fibras de carbono no setor aeronáutico deve-se, principalmente, ao constante desafio que esta indústria possui na obtenção de componentes que exibam os maiores valores de resistência mecânica e de rigidez específicas entre os materiais disponíveis. A substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, permite uma redução de peso de 20 a 30%, além de 25% na redução do custo final de obtenção das peças. Segundo Rezende e Botelho [1]

Librantz et al [2] mostra que os materiais compósitos ou conjugados são combinações de dois ou mais materiais. A maioria desses materiais consiste de um elemento de reforço disperso em uma matriz, constituída de resina colante, com o objetivo de obter características específicas e propriedades desejadas.

A fabricação de estruturas em uma peça única é em muitos casos impraticável, torna-se necessário dividir a estrutura em partes menores para serem manufaturadas e então, efetuar a montagem da estrutura unindo as peças que a constituem. Para realizar tal junção, pode-se utilizar as juntas mecânicas, por meio de parafusos e rebites ou, então, utilizar a técnica de união por colagem sendo que estas apresentam várias vantagens sobre as juntas mecânicas. Uma vantagem de grande importância para a indústria aeronáutica é que as juntas coladas possuem um melhor acabamento, ou seja, reduzem a perturbação do escoamento de ar que se traduz em menor arrasto. Outra vantagem relevante de uma junta colada é que ela possui uma maior vida em fadiga do que uma junta mecânica, que apresentam furos que concentram tensões [3].

Ribeiro [3] apresenta em seu trabalho as juntas coladas possuem as seguintes vantagens melhor eficiência na transferência de carga, melhor acabamento (gerando menos arrasto), melhor vedação, melhor resistência a fadiga e melhor eficiência aerodinâmica. Entretanto, possui algumas desvantagens, como: a preparação da área para o adesivo de junta é crítica para a sua resistência, não é desmontável, não existem ensaios não destrutivos eficientes para garantir a qualidade da junta e a capacidade e resistência à altas temperaturas é limitada.

Segundo Astrom [4] e Yao et al [5]. A delaminação por fadiga é um dos modos de falha mais críticos em compósito de fibra de carbono que podem causar gradualmente perda da resistência e rigidez e, finalmente, levar a falhas catastróficas do componente durante a sua vida útil.

Outra importante questão de modelagem é a vida de fadiga do compósito. Em contraste com materiais homogêneos, nos quais falha de fadiga geralmente ocorre pela iniciação e propagação de uma única fenda, o processo de fadiga em materiais compósitos é muito complexa e envolve vários modos de danos, incluindo desaglomeração de fibra / matriz, rachadura de matriz, delaminação, e fratura de fibra (falha de tração ou compressão na forma de *microbuckling* da fibra ou *kinking*).

A fuselagem de um avião é um exemplo típico de projeto com esta filosofia. Para tanto, a maioria dos estudos de flambagem e pós flambagem em estruturas de materiais compósitos estão associadas ao projeto da fuselagem. Nesse trabalho, pretende-se substituir a filosofia tradicional e conservativa de projeto por uma que explore ao máximo o potencial desses materiais em termos de redução de peso estrutural. O desenvolvimento de peças e componentes feitos em materiais compósitos que sejam eficientes no peso e custo em relação a peças metálicas implica na necessidade

de se ter um conhecimento profundo do comportamento destas novas estruturas quando sujeitas a cargas de serviço.

2. MATERIAIS E MÉTODOS.

2.1. Preparações dos cdp's.

Para a realização dos ensaios de fadiga sujeitos a carga de compressão (Figura 1), a placa de laminado de fibra de carbono foi confeccionada nas direções 0° e 45° intercalando 1 camada de tecido de fibra de carbono impregnado com resina epóxi [45°] e 2 camadas de tecido unidirecional impregnado com resina epóxi [0°]. Um inserto de Teflon® com tamanho de 50 mm foi propositalmente inserido na interface entre o reforçador e revestimento na porção central do painel. Outros detalhes de fabricação possuem sigilo industrial pela fornecedora das amostras, a Embraer.

Para realizar os ensaios dispôs-se de dois espécimes (AM1 e AM2), uma para o ensaio estático utilizado para a determinação de cargas limites e outra para a caracterização da propagação da trinca inicial por meio de ensaios de fadiga.

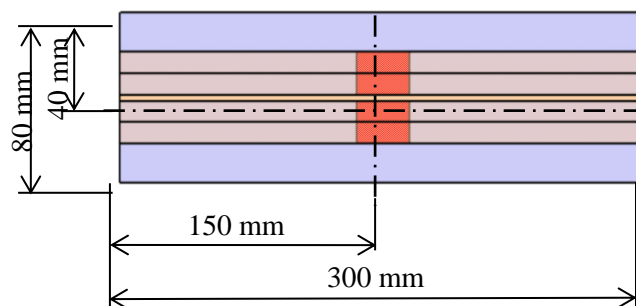


Figura 1. Dimensões do espécime utilizado para os ensaios de compressão. Detalhe do posicionamento do reforçador e o filme de teflon no painel

Para melhor distribuição das cargas foram postos blocos de carga fixados com adesivo cianoacrilato LOCTITE 406 juntamente com um ferramental com formato “L” nas duas faces das extremidades do espécime. A Figura 2 apresenta a disposição dos blocos nas faces do espécime.

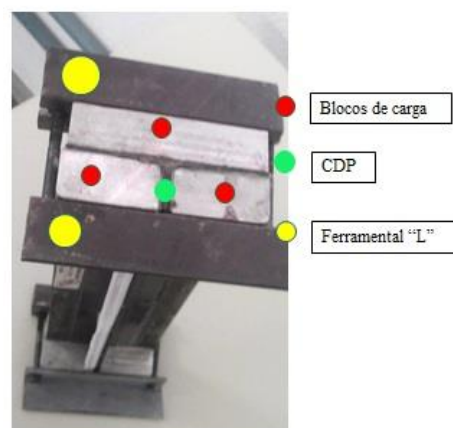


Figura 2. Disposição dos blocos de carga no espécime

2.2. Análises de Ultrassom

Os espécimes foram analisados, antes e após os ensaios de flambagem, por ultrassom utilizando a técnica de pulso-eco. Para a qualificação dos espécimes, foi utilizado um equipamento manual ISONIC 2006 e um transdutor com frequência nominal de 5 MHz específico para materiais compósitos. Neste equipamento foi acoplado um dispositivo emissor de ondas de rádio de baixa frequência que transmite as ondas para outros dois dispositivos receptores fixados em uma régua marcada, formando um sistema de transmissão de sinal por triangulação, tornando possível a varredura de peças por meio da geração de imagem do tipo C-Scan.

Ao término da varredura do CDP foi realizado um pós-processamento de imagem, definindo o tamanho da trinca inicial. Para um acompanhamento mais preciso quanto as dimensões totais de delaminação entre o reforçador e o painel foram feitas as varreduras de ultrassom a cada 3.000 ciclos e, também, após os ensaios estáticos.

2.3. Ensaios de Durabilidade

Os ensaios de durabilidade foram conduzidos numa frequência de carregamento de 1 Hz, carga máxima de compressão de 20kN e mínima de 10kN à temperatura ambiente, em uma um sistema servohidráulico universal de ensaios mecânicos, da MTS modelo Landmark com capacidade máxima de carga de 100 kN situada no Laboratório de Estruturas do ITA. Os espécimes foram submetidos a 60.000 ciclos de carregamento e os ensaios foram interrompidos a cada 3.000 ciclos para se monitorar a propagação da delaminação na interface reforçador/revestimento via inspeção por ultrassom (C-Scan). Após cada inspeção, os espécimes foram carregados com uma carga forma quase estática até o regime de pós-flambagem, para verificar os efeitos do dano induzido por fadiga na rigidez residual dos painéis.

2.5 Microscopia

Ao término de 30.000 ciclos observou-se que havia iniciado uma trinca no reforçador. Não se pode utilizar a análise de ultrassom para acompanhar esta nova trinca no reforçador por conta de restrições geométricas do *probe* do ultrassom e o painel.

Com o intuito de estudar esta nova formação de trinca, foi utilizado um estereoscópio OLYMPUS SZ61. Para melhor acompanhamento da trinca durante a análise microscópica, uma escala milimétrica foi colocada com ponto inicial na metade do comprimento do reforçador foi anexada na lateral do reforçador (Figura 3).



Figura 3. Espécime com a escala milimétrica

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Resultados do ensaio estático

A Figura 4.a apresenta as curvas carga versus deslocamento para os espécimes ensaiados em cargas de compressão. A Figura 4.b mostra a ruptura no reforçador da AM1 após o ensaio estático de compressão. Quando o painel é comprimido observa-se uma abertura na região onde foi inserida a trinca inicial (Figura 4.c), neste momento inicia-se a propagação da delaminação entre o reforçador e o painel. Percebe-se que o modo de falha é em modo I (abertura) e na ponta da trinca em modo II onde ocorre a compressão das lâminas do reforçador com o painel. O espécime sujeito a carga de compressão no plano revelaram que a flambagem local do painel ocorre em níveis de carga em torno de 40% da carga de flambagem global. A carga necessária para flambagem local foi de 13kN e a para flambagem global até o rompimento foi de 33kN.

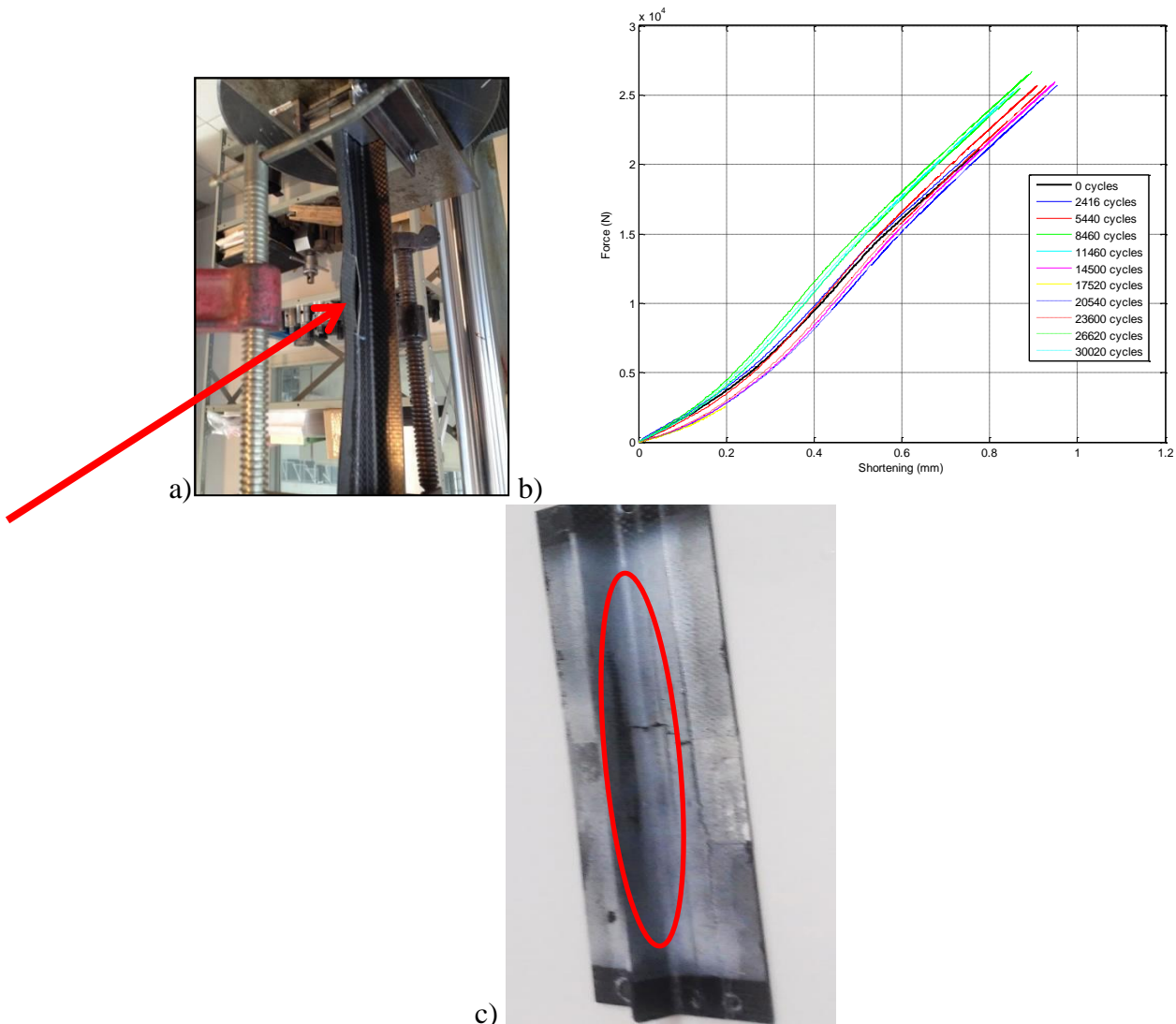


Figura 4. a) Abertura da trinca durante o ensaio de compressão (AM1) b) Carga versus deslocamento para painéis sujeitos a compressão e b) c) AM1 ensaiada.

3.2 Resultados de Fadiga

Ao ensaiar o AM1 estaticamente, percebe-se claramente a ruptura do material, porém para determinar a extensão da delaminação total foi realizada uma análise de ultrassom após o AM1 ser ensaiado (Figura 5.a).

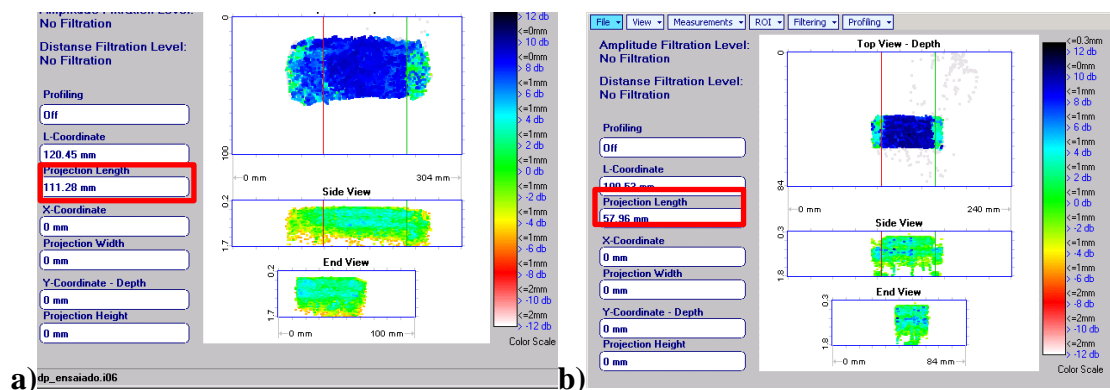


Figura 5. a) Ultrassonografia do AM1 após ensaio estático e b) Imagem de ultrassom após 60.000 ciclos.

Foram feitas diversas análise de ultrassom para o acompanhamento da trinca no AM2, todos os resultados foram utilizados para determinar a delaminação por quantidade de ciclos. A Figura 5.b apresenta a trinca final do AM2 após 60.000 ciclos. Os resultados de durabilidade apresentaram-se satisfatórios indicando que o material apresentou baixa taxa de propagação de delaminação (cerca de 2mm a cada 3000 ciclos) mostrando-se apto para a aplicação que foi projetado. A Figura 6, apresenta a delaminação do material pela quantidade de ciclos ensaiado.

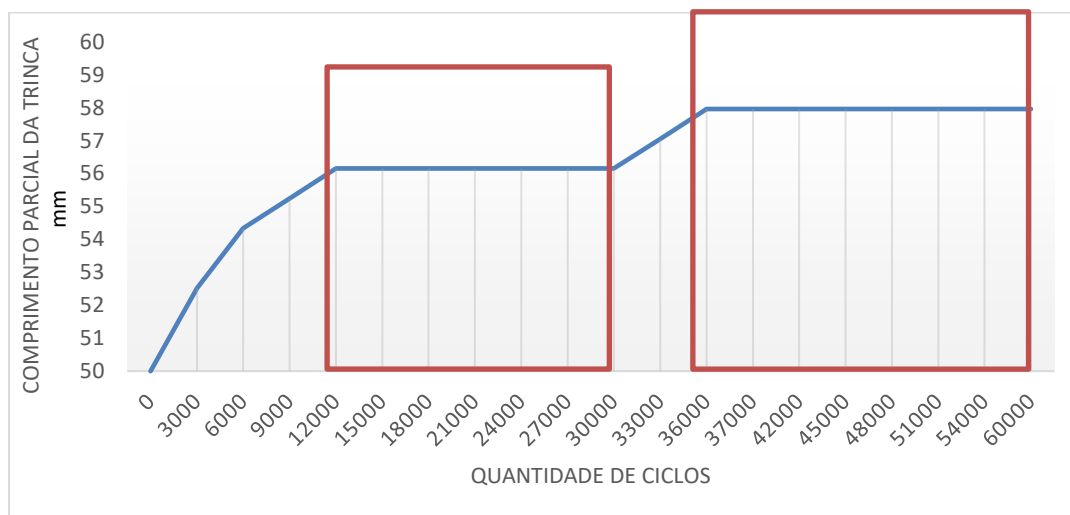


Figura 6. Gráfico da delaminação por quantidade de ciclos.

3.3 Resultado microscopia

O resultado da microscopia apresenta-se importante para entender a estagnação da delaminação (regiões destacadas da Figura 6) conforme o aumento de carregamentos cíclicos. Esta estagnação do avanço da trinca ocorreu devido ao aparecimento de uma outra trinca no reforçador, dissipando a energia dos carregamentos cíclicos na trinca inicial. O aparecimento desta trinca no

reforçador pode ter sido causado por vazios ou falhas formadas durante o processo de fabricação do reforçador, diminuindo significativamente a sua resistência, iniciando um processo de delaminação.

A Figura 7 apresenta a imagem de propagação da trinca no reforçador. Esta mostrou-se 2 mm maior após o término dos ensaios de fadiga (60.000 ciclos).

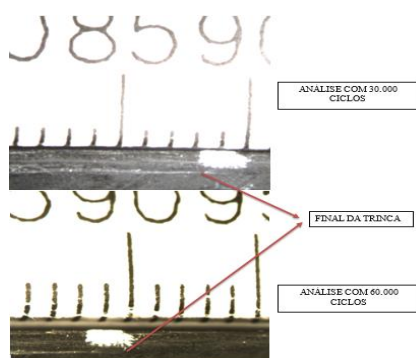


Figura 7. Comparação da microscopia aos 30.000 ciclos e aos 60.000 ciclos

4. CONCLUSÃO

A estagnação da delaminação entre as camadas do painel e reforçador ao obter-se (12.000 à 30.000 ciclos e 36.000 à 60.000 ciclos) pode ser justificada por conta da trinca iniciada no reforçador do espécime. Uma vez que a energia aplicada durante as cargas cíclicas foi dissipada nesta outra trinca iniciada no reforçador. O início da trinca do reforçador pode ser justificado pelo processo de fabricação do material. É provável que na laminação da peça a resina epóxi tenha formado vazios, diminuindo significativamente a resistência localizada do compósito, observadas pelo ensaio de microscopia.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] REZENDE, M.C.; BOTELHO, E.C; *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, vol 10, n 2, 2000.
- [2] LIBRANTZ, HÉLIO, RAMBO, CARLOS RENATO, HENRIQUE LIBRANTZ, ANDRÉ FELIPE, Efeitos do impacto dos raios nas aeronaves com estrutura em materiais compósitos. Disponível em: <http://www.redalyc.org/articulo.oa?id=81040205>. Acesso em: 06/04/2017
- [3] RIBEIRO, M.L. *Programa para Análise de Juntas Coladas: Compósito/Compósito e Metal/Compósito*. Tese de Mestrado em Engenharia Mecânica, Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2009.
- [4] ASTROM, BT. *Manufacturing of polymer composites*. London: Chapman and Hall; 1997.
- [5] YAO, L; ALDERLIESTEN, R.; ZHAO, M.; BENEDICTUS, R.: Part A, vol: 63, p. 103–109, 2014.

6. AGRADECIMENTOS

Agradece-se ao CNPq pela bolsa de PIBIT (154974/2015-3) e ao Laboratório de Estruturas do ITA por disponibilizar todas ferramentas e equipamentos para a realização deste trabalho.