



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial  
Management and Aeronautical  
Technology

Fatec  
São José dos  
Campos  
Prof. Jessen Vidal

CPS  
Centro  
Paula Souza

SÃO PAULO  
GOVERNO DO ESTADO

# ANÁLISE DE FALHAS EM PAINÉIS AERONÁUTICOS OBTIDAS POR COLAGEM SECUNDÁRIA SUBMETIDOS A ENSAIOS DE FADIGA E AO CONDICIONAMENTO AMBIENTAL.

M. R. Oliveira<sup>1\*</sup>; M. V. Donadon<sup>2</sup>; R. C. M. S. Contini<sup>1,2</sup>

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 – Departamento de Aeronáutica, Laboratório de Novos Conceitos em Aeronáutica –  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias, São José dos Campos/SP,  
CEP.: 12228-900, Brasil.

Telefone: (12) 3947-5813

\*[ronconi.marina30@gmail.com](mailto:ronconi.marina30@gmail.com)

**RESUMO:** A utilização de materiais compósitos no setor aeroespacial aumentou exponencialmente devido aos estudos recentes em métodos de produção aliados com a redução de custo e peso, visto que estes materiais possuem excelentes propriedades mecânicas. O comportamento à fadiga dos compósitos colados ainda é um árduo desafio para um completo entendimento. Na região chamada interface, pode ocorrer uma descontinuidade das propriedades entre matriz e reforço, e então falhas surgirão. Este trabalho apresenta um estudo acerca dos aspectos de falhas em painéis compósitos aeronáuticos reforçados obtidos pela tecnologia de colagem secundária e submetidos a teste de fadiga pós-flambagem, a fim de se analisar a durabilidade dos painéis condicionados e não condicionados ambientalmente. Durante os testes, as falhas foram observadas tanto no reforço como na interface pele-reforço. Nas regiões laterais foi observada uma média de intensidade de danos maior nos ensaios testados em condições úmidas, podendo ser explicado devido à absorção de umidade.

**PALAVRAS-CHAVE:** colagem secundária, painéis reforçados, compósitos, condicionamento ambiental.

**ABSTRACT:** The use of composite materials in the aerospace sector has increased exponentially due to recent studies in production methods combined with cost and weight reduction, as these materials have excellent mechanical properties. The fatigue behavior of bonded composites is still an arduous challenge for a complete understanding. In the region called interface, a discontinuity of properties between matrix and reinforcement can occur, and then faults will appear. This work presents a study about the failure aspects of reinforced composite aeronautical panels obtained by secondary bonding technology and submitted to a post-buckling fatigue test, in order to analyze the durability of conditioned and non-environmentally conditioned panels. During the tests, failures were observed in both the stiffener and at skin-stiffener interface. In the lateral regions, an average of greater damage intensity was observed in the tests tested at room temperature wet conditions, which can be explained by the absorption of moisture.

**KEYWORDS:** secondary bonding, reinforced panels, composites, environmental conditioning.



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial  
Management and Aeronautical  
Technology

Fatec  
São José dos  
Campos  
Prof. Jessen Vidal

CPS  
Centro  
Paula Souza

SÃO PAULO  
GOVERNO DO ESTADO

## 1. INTRODUÇÃO.

O principal critério na seleção dos materiais para a construção de aeronaves é a máxima eficiência com o menor peso possível da estrutura. Com isto, a indústria passou a testar inúmeros materiais com a finalidade de combinação de propriedades para que este desejo fosse alcançado. A utilização dos materiais compósitos tem crescido nas últimas décadas, otimizando os processos de fabricação e diminuindo os custos e riscos de operação.

Por definição, os materiais compósitos são a união de dois ou mais materiais diferentes com o objetivo de formar um terceiro, que contenha as características dos materiais utilizados anteriormente, cujas propriedades mecânicas são projetadas para serem melhores do que aquelas dos constituintes isolados. A fase descontínua e mais resistente é chamada de reforço e a fase menos resistente, que dá continuidade ao material, é conhecida como matriz. Nos materiais compósitos existe uma região denominada interface, local onde existe uma descontinuidade das propriedades entre a matriz e o reforço, e é geralmente nela que ocorrem as falhas (MATERIAIS JÚNIOR, 2020).

Uma aeronave é composta por estruturas que devem ser unidas de maneira eficiente para a realização de um voo seguro, visto que a aeronave está sujeita a diferentes tipos de carregamento, como rajadas de vento, vibrações e variações de temperatura. Convencionalmente, a união das juntas é desempenhada através do uso de rebites e parafusos. Contudo, pesquisas recentes se dedicaram ao desenvolvimento de novas tecnologias para união dessas peças, devido às desvantagens encontradas com o uso destes fixadores mecânicos em relação à solda e adesivos, por exemplo, o aumento do peso da aeronave e a capacidade de deterioração ao longo do tempo. Os adesivos apresentam uma melhor distribuição de tensões na região da colagem, melhor vedação, melhor acabamento e menor peso.

A colagem adesiva é uma das melhores tecnologias de união para as peças compósitas construídas, pois oferece várias vantagens quando comparada aos fixadores mecânicos, como a redução de peso, o melhor desempenho estrutural quanto à distribuição de tensões em uma área colada, pois se torna uniformemente distribuída, o que reduz as concentrações de tensão; e a compatibilidade química aprimorada com substratos compostos, evitando a corrosão entre as peças (FREITAS; SINKE, 2017; SALES et al, 2020).

A tecnologia de colagem é utilizada em várias aplicações de fabricação e reparo de estruturas aeronáuticas, incluindo aplicações comerciais e para fins militares. O sucesso deste procedimento depende de muitas variáveis de processo, como a preparação das superfícies de colagem, aplicação de uma quantidade uniforme e correta de pressão na área de colagem e contenção do adesivo (DHANAPAL, 2011).

O comportamento à fadiga destas estruturas coladas ainda não está totalmente esclarecido (HIGGINS, 2000; MOLENTE; FORRESTER, 2017). Ainda é necessário um conhecimento mais aprofundado sobre o comportamento mecânico das estruturas resultantes do processo de colagem adesiva. Com o intuito de garantir uma implantação segura das tecnologias atuais na área de compósitos, a *Federal Aviation Administration* (FAA, 2007) buscou atualizar as políticas relacionadas, bem como treinamentos, recomendações e critérios adequados sobre estruturas coladas na área de aviação. Devido à falta de conhecimento sobre o comportamento da vida em fadiga destas estruturas coladas, a sua aplicação real ainda não atingiu todo o seu potencial (MOLENTE; FORRESTER, 2017). A propagação de trincas em estruturas compósitas pode potencialmente se tornar um problema sério em longo prazo em razão da submissão às cargas



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial  
Management and Aeronautical  
Technology

Fatec  
São José dos  
Campos  
Prof. Jessen Vidal

CPQ  
Centro  
Paula Souza

SÃO PAULO  
GOVERNO DO ESTADO

cíclicas do material. Esta propagação de trincas pode causar uma delaminação que se torna um problema ainda maior quando o painel é submetido a carregamento cíclico.

Em estruturas compósitas sujeitas a cargas de compressão, as fibras são propensas a sustentar a maior parte da carga. No entanto, o material da matriz tem um papel crucial de proporcionar estabilidade lateral às fibras, evitando ou até mesmo adiando a ocorrência de flambagem. Este tipo de instabilidade tende a induzir deformações na matriz, que pode ser de cisalhamento ou na extensão das fibras (OPELT, CÂNDIDO, REZENDE, 2018). Os materiais compósitos, quando sujeitos a essas cargas, costumam apresentar comportamento elástico linear até o momento em que a resistência máxima é atingida e o processo de fratura é desencadeado. Nesse momento, a capacidade de carga do material compósito diminui progressivamente até a completa propagação da fratura pelo material e, então, considera-se que a estrutura falhou. Contudo, as falhas podem estar diretamente ligadas à carga compressiva ou a fatores associados aos materiais e aos processos de fabricação, bem como aos processos de colagem.

Entende-se por flambagem o fenômeno de encurvadura que ocorre em peças em que a seção é pequena em relação ao seu comprimento, quando submetidas a um esforço axial de compressão. A flambagem só ocorrerá quando a força axial de compressão for maior que uma determinada força aplicada. Bisagni e Davila (2014) e Abramovich e Weller (2010) investigaram a influência da pós-flambagem cíclica sob a carga de compressão pura em painéis compostos colados com um desbaste inicial. Ambos concluíram que painéis compósitos colados reforçados podem ser levados com segurança ao regime de compressão pós-flambagem por muitos ciclos de carga. Além disso, o envelhecimento ambiental é o único fator que reduz o desempenho das juntas compostas adesivas. Embora a combinação de expansão térmica e à absorção de umidade possa levar especialmente a problemas no carregamento da fadiga, não foram encontrados estudos relevantes sobre a influência do envelhecimento higrotérmico em painéis compostos colados sujeitos a fadiga pós-flambagem (COSTA et al., 2017).

Os modos de falha aqui abordados foram agrupados em: falhas de cisalhamento (*shear failures*), falhas interlaminares (*interlaminar failures*) e falhas interfaciais (*interfacial failures*). E então, dependendo dos aspectos da fratura, eles se ramificam outros modos de falhas, mencionados nos resultados.

O objetivo deste trabalho é descrever os aspectos de falha e fratura de painéis compósitos reforçados, obtidos pela tecnologia de colagem secundária, submetidos a teste de fadiga pós-flambagem. Os painéis reforçados foram submetidos a 300.000 ciclos de carga sob compressão uniaxial e, posteriormente, foram testados quanto à caracterização da resistência residual. A influência do envelhecimento higrotérmico foi investigada comparando os aspectos de fratura dos painéis testados em temperatura ambiente (RTA) com os testados em condições de temperatura ambiente úmida (RTW).

Este trabalho tem uma grande contribuição tecnológica: o entendimento da durabilidade de painéis aeronáuticos obtidos pela tecnologia de colagem secundária condicionados e submetidos a ensaio mecânicos de fadiga em compressão. As informações obtidas nestes ensaios mecânicos foram associadas com os aspectos de fratura e modos de falhas presentes na literatura para ajudar a prever o seu comportamento estrutural e, assim, compreender com precisão a durabilidade das juntas compósitas coladas sob os efeitos ambientais. Deste modo, um banco de dados foi criado, considerando os efeitos de danos acumulados em estruturas aeronáuticas em compósitos durante a solitação mecânica a que foram submetidos.

## 2. METODOLOGIA.



ISSN 2447-5378

## 2.1. Matéria-prima

O material utilizado para a fabricação do painel foi uma fita unidirecional de fibra de carbono pré-impregnado (a) com resina epóxi, referência: T800/3900-2 (Toray®). O filme adesivo epóxi Loctite® EA 9695 contendo uma tela de poliéster foi utilizado para os painéis manufacturados por intermédio da tecnologia de colagem secundária (SB). Para simular a presença de uma trinca na região central da colagem entre o revestimento e o reforçador, um filme de Teflon® foi inserido durante o processo de fabricação dos painéis. O painel foi fabricado de maneira a obter um produto representativo daqueles utilizados nas aplicações aeronáuticas. O painel reforçado pode ser dividido em duas partes principais: o reforçador do tipo T invertido e o revestimento. Todas as partes são laminadas com o mesmo material previamente especificado.

## 2.2. Ensaio Mecânico

Os painéis foram fixados no dispositivo de ensaio projetado para aplicar um carregamento de compressão longitudinal com condições de apoio engastada nas bordas superior e inferior e apoio simples nas bordas laterais. O conjunto dispositivo de ensaio e painel foram montados em um frame de carga onde um atuador hidráulico da marca Spectra, com capacidade de carregamento de 50 kN (em tração ou compressão) utilizado para aplicar o carregamento cíclico compressivo com  $P_{min} = -47$  kN,  $R = 10$  (onde  $R = P_{min}/P_{max}$ ) e frequência de 5 Hz. Um controle de carga foi utilizado para manter o range de carregamento constante, independentemente do número de ciclos e do comprimento da área descolada na interface reforçador – revestimento. Todos os painéis foram ensaiados em fadiga até atingir  $3.10^5$  ciclos, com paradas programadas para medição ultrassônica da área de propagação do descolamento. Após os ensaios de fadiga em compressão, os painéis foram submetidos a cargas de compressão para análise da resistência residual.

## 2.3. Condicionamento ambiental das amostras

Os painéis foram pesados antes de serem colocados na câmara de condicionamento ambiental GmbH VC<sup>3</sup> 7100 (VÖTSCH INDUSTRIE-TECHNIK) a uma temperatura de 80°C e 90% U.R. As amostras foram pesadas até que se estabilizasse a quantidade de água absorvida pela matriz/ adesivo epoxídico segundo a norma ASTM 5229/5229M (2010). Após a saturação, os painéis foram retirados da câmara e submetidos aos ensaios mecânicos.

## 2.4. Caracterização dos modos de falhas por inspeção visual

Os painéis foram inspecionados visualmente para que fossem determinados os modos de falha globais em compressão ocorridos durante o ensaio. As regiões onde ocorreram as falhas no painel foram fotografadas com o auxílio de uma câmera fotográfica Nikon D3100 lente 18-55 mm.

Os modos de falhas globais foram classificados de acordo com Opelt et al. (2018). Neste estudo, foram relatadas as classificações dos modos de falhas globais nos quais espécimes de material compósito podem desenvolver quando forem submetidos a ensaios de compressão, tais como: a) *in-plane shear*, b) *through-the-thickness shear*, c) *wedge splitting*, d) *delamination buckling*, e) *longitudinal cracking*, f) *brooming*, g) *fiber crushing* e h) *kink-band failure*; bem como o descolamento da fibra na região do adesivo e entre o reforçador.

## 4. RESULTADOS

Os painéis receberam as designações de acordo com o condicionamento ambiental ao qual foram submetidos: sem condicionamento ambiental e ensaiado a temperatura ambiente (*Room*

Temperature Ambient - RTA) e submetido ao condicionamento higrotérmico de 80°C e umidade relativa de 90% e ensaiado a temperatura ambiente (*Room Temperature Wet - RTW*).

Neste estudo, foram submetidos cinco espécimes de material compósito a ensaios em cada tipo de condicionamento ambiental mencionado. Cada amostra foi identificada por um número (de 0 a 5). O painel foi dividido em partes iguais para melhor visualização, cuja identificação das falhas foi denominada por números romanos (I, II, III, IV e V) e em cores, conforme Figura 1.



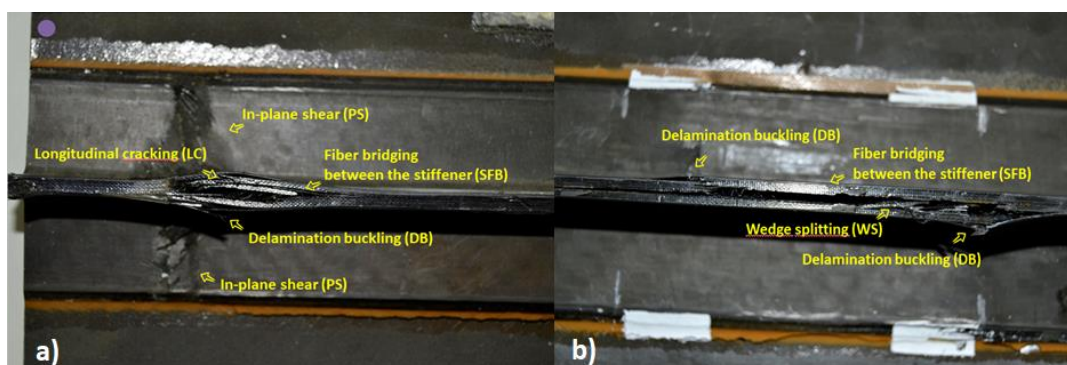
**Figura 1.** Divisão do painel para melhor localização da falha.

Cada painel foi dividido em “lado direito” e “lado esquerdo” através de marcações coloridas (roxo – lado esquerdo; laranja – lado direito) e as falhas foram sinalizadas através de um círculo verde, conforme Figura 2.



**Figura 2.** Identificação dos lados do painel.

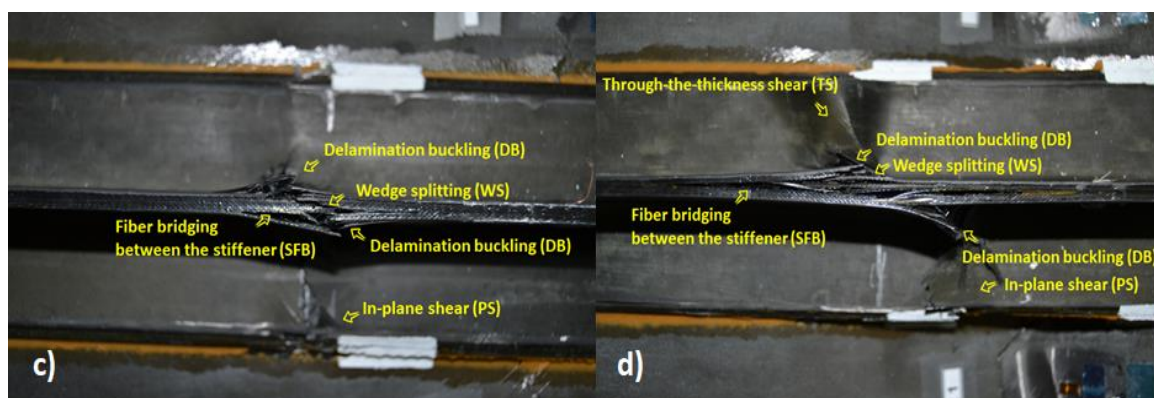
Através da inspeção visual dos ensaios realizados, foi possível identificar e denominar os modos de falha dos painéis. Na Figura 3, têm-se dois painéis nas imagens (a) e (b) testados em temperatura ambiente (RTA). Neles foram encontradas as seguintes falhas: *in-plane shear* (PS), *wedge splitting* (WS), *delamination buckling* (DB), *longitudinal cracking* (LC), bem como o descolamento da fibra entre o reforçador (*fiber bridging between the stiffener*).



**Figura 3.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:

- Amostra RTA-01, cujas falhas se encontram na posição I;
- RTA-02, cujas falhas se encontram entre as posições III e IV.

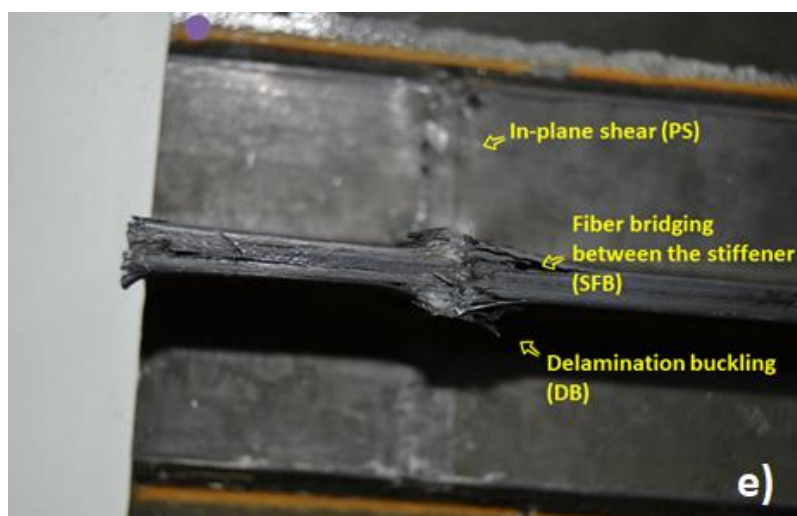
Na Figura 4, têm-se dois painéis nas imagens (c) e (d) testados em temperatura ambiente (RTA). Neles foram encontradas as seguintes falhas: *in-plane shear* (PS), *wedge splitting* (WS), *delamination buckling* (DB), *through-the-thickness shear* (TS), bem como o descolamento da fibra entre o reforçador (*fiber bridging between the stiffener* - SFB).



**Figura 4.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:

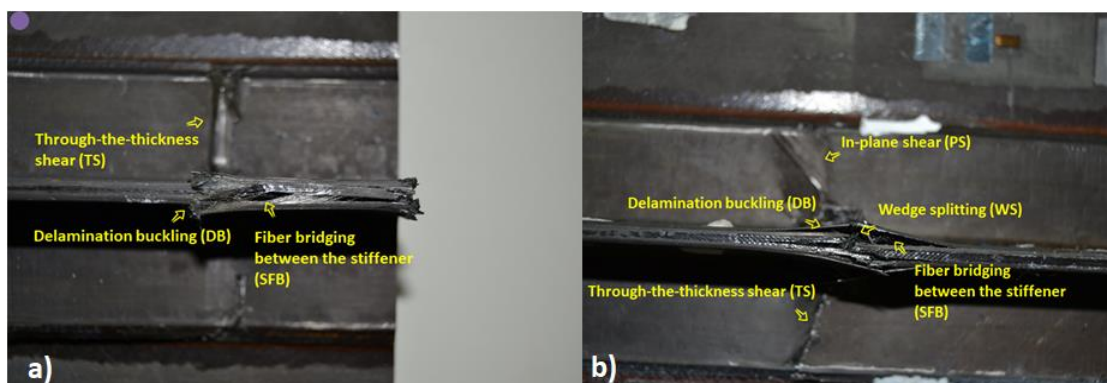
- Amostra RTA-03, cujas falhas se encontram entre as posições II e III;
- Amostra RTA-04, cujas falhas se encontram entre as posições II e III.

Na Figura 5, é apresentada a imagem (e) referente ao painel 05 testado também em temperatura ambiente (RTA). Nele foram encontradas as seguintes falhas: *in-plane shear* (PS), *delamination buckling* (DB), bem como o descolamento da fibra entre o reforçador (*fiber bridging between the stiffener*). Na lateral do reforçador, é possível observar a falha denominada *end crushing*, não tão intensa quanto às demais falhas.



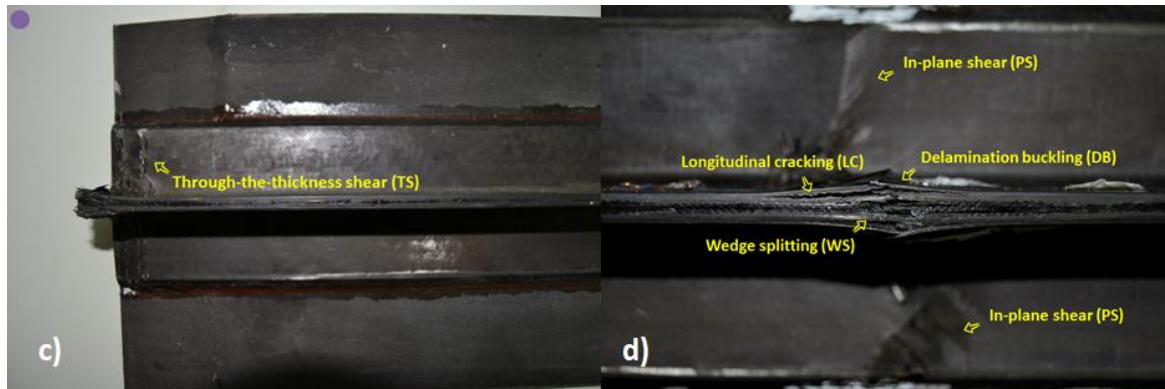
**Figura 5.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:  
e) Amostra RTA-05, cujas falhas se encontram na posição I.

Nas Figuras 6, 7 e 8, têm-se os painéis testados após condicionamento ambiental (RTW). Na Figura 6, têm-se os painéis nas imagens (a) e (b) em que foram observadas as seguintes falhas: *in-plane shear* (PS), *wedge splitting* (WS), *delamination buckling* (DB), *through-the-thickness shear* (TS), bem como o descolamento da fibra entre o reforçador (*fiber bridging between the stiffener*).



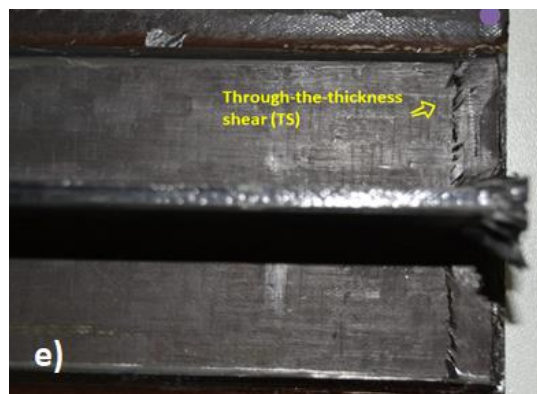
**Figura 6.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:  
a) RTW-01, cujas falhas se encontram na posição I;  
b) RTW-02, cujas falhas se encontram entre as posições III e IV.

Na Figura 7, têm-se os painéis nas imagens (c) e (d) em que foram observadas as seguintes falhas: *in-plane shear* (PS), *wedge splitting* (WS), *delamination buckling* (DB), *through-the-thickness shear* (TS), *longitudinal cracking* (LC), bem como o descolamento da fibra entre o reforçador (*fiber bridging between the stiffener*).



**Figura 7.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:  
c) RTW-03, cujas falhas se encontram na posição I;  
d) RTW-04, cujas falhas se encontram entre as posições III e IV.

Na Figura 8, tem-se o painel apresentado na imagem (e) em que foi observada a falha *through-the-thickness shear* (TS) e a falha *end crushing* de maneira intensa identificada na lateral do reforçador.



**Figura 8.** Modos de falha observados visualmente nos painéis após a falha:  
e) RTW-05, cujas falhas se encontram na posição I.

Quanto às falhas por cisalhamento, tem-se a *in-plane shear* que se propaga na direção da largura, *through-the-thickness shear* que se propaga na direção da espessura e falhas de divisão em cunha, caracterizado por duas fraturas por cisalhamento diferentes que se propagam na direção da espessura e, no encontro dessas fraturas, uma cunha é formada (*wedge splitting*) (OPELT, CÂNDIDO, REZENDE, 2018).

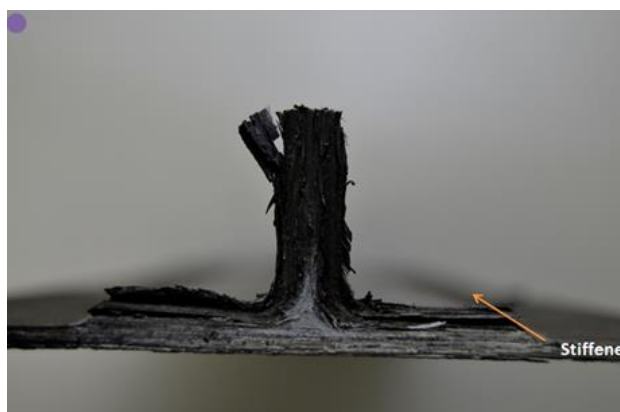
Já as falhas interlaminares são aquelas em que o processo de falha é dominado pela resistência ao cisalhamento interlaminar do compósito. Os principais aspectos das falhas de flambagem por delaminação (*delamination buckling*) são o crescimento de um grande número de delaminações e a flambagem das camadas, especialmente nas camadas externas. O outro tipo de modo de falha interlaminar é a falha de fissuração longitudinal (*longitudinal cracking*). Neste tipo de falha, a deformação compressiva supera a deformação máxima suportada pelo compósito, o que resulta no esmagamento das camadas (OPELT, CÂNDIDO, REZENDE, 2018).

Quando os materiais são submetidos a cargas compressivas, eles apresentam um comportamento elástico linear até o momento em que a resistência máxima é atingida e começa o processo de fratura. Então, neste momento, a capacidade de carga do material compósito diminui até a completa propagação da fratura através do material e, assim, é considerado que a estrutura



falhou. No entanto, a fratura pode ser desencadeada por diferentes mecanismos de falha. Esses modos de falha estão relacionados à estrutura geral dos painéis em termos de cargas mecânicas a que foram submetidos (OPELT, CÂNDIDO, REZENDE, 2018).

Nas laterais dos painéis, falhas denominadas *end crushing* também foram observadas, algumas de maneira bem intensas, conforme Figura 9:

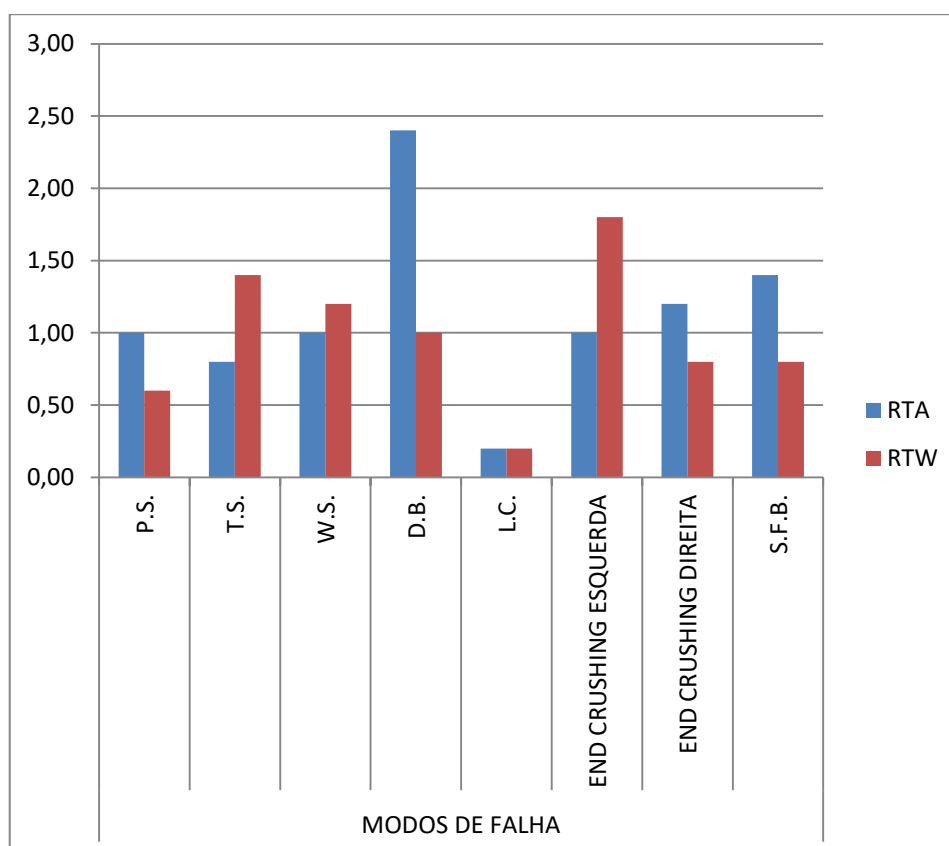


**Figura 9.** Falha na lateral (*end crushing*) do painel denominado RTW-05.

Durante os testes, foram observadas mudanças no nível de intensidade das falhas nos painéis testados nas condições de RTA e RTW. Para melhor entendimento, foi criada a Tabela 1 com valores de referência para falhas fracas, moderadas e fortes, classificadas em 1, 2 e 3, respectivamente. A partir disso, um gráfico foi gerado com a finalidade de comparação entre os condicionamentos ambientes aos quais as amostras foram submetidas (Figura 10).

AMOSTRA	MODOS DE FALHA							
RTA	P.S.	T.S.	W.S.	D.B.	L.C.	END CRUSHING ESQUERDA	END CRUSHING DIREITA	S.F.B.
1	I	0	0	I	I			I
2	0	0	III/IV	III/IV	0			III/IV
3	II/III	X	II/III	II/III	0	0	0	II/III
4	II/III	II/III	II/III	II/III	0	0	0	II/III
5	I	0	0	I	0			I
<b>MÉDIA DE INTENSIDADE</b>	1,00	0,80	1,00	2,40	0,20	1,00	1,20	1,40
AMOSTRA	MODOS DE FALHA							
RTW	P.S.	T.S.	W.S.	D.B.	L.C.	END CRUSHING ESQUERDA	END CRUSHING DIREITA	S.F.B.
1	0	I	0	I	0			I
2	III/IV	III/IV	III/IV	III/IV	0	0	0	III/IV
3	0	I	0	0	0		0	0
4	III/IV	0	III/IV	III/IV	III/IV			0
5	0	I	0	0	0			0
<b>MÉDIA DE INTENSIDADE</b>	0,60	1,40	1,20	1,00	0,20	1,80	0,80	0,80

**Tabela 1.** Tabela de localização e intensidade das falhas.



**Figura 10.** Comparação das intensidades das falhas entre os dois tipos de condicionamento ambiental.

## 5. CONCLUSÕES

Nos painéis ensaiados em condições ambientais úmidas, os modos de falhas não mudaram em comparação com os painéis testados em condições de temperatura ambiente, porém alguns deles se mostraram mais intensos. Na condição RTW, as falhas *through-the-thickness shear*, *wedge splitting* e *end crushing* do lado esquerdo do reforçador foram as que se mostraram mais intensas em comparação com os painéis testados a temperatura ambiente. Já a falha *delamination buckling* apresentou maior intensidade nos painéis testados em RTA.

No geral, as falhas apareceram com maior intensidade nos painéis das amostras ensaiadas em temperatura ambiente na superfície do reforço e na interface pele-reforço. Contudo, nas regiões laterais (denominadas *end crushing*) foi observada uma média de intensidade de danos maior nos ensaios em condições úmidas, principalmente no lado esquerdo do reforçador. Este comportamento pode ser explicado pela indução do condicionamento higrotérmico ao qual foram submetidos, pois a expansão térmica devido à absorção de umidade leva a problemas nos compósitos, principalmente em longo prazo em razão de suas cargas cíclicas.

Este tema é de suma importância para o setor aeroespacial, pois visa o entendimento de tecnologias e processos para a obtenção de estruturas competitivas que viabilizem o desenvolvimento de novos materiais com melhor desempenho mecânico, menor peso, melhor qualidade, menor custo de produção, maior segurança de projeto, além de atender aos requisitos ambientais e garantir a vida útil dos materiais.



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial  
Management and Aeronautical  
Technology

Fatec  
São José dos  
Campos  
Prof. Jessen Vidal

CPQ  
Centro  
Paula Souza

SÃO PAULO  
GOVERNO DO ESTADO

## 6. REFERÊNCIAS

- ABRAMOVICH H., WELLER T. **Repeated buckling and post-buckling behavior of laminated stringer-stiffened composite panels with and without damage.** International Journal of Structural Stability and Dynamics, v. 10, n. 04, p. 807-825, 2010.
- AMERICAN STANDARTIZATION TESTING MATERIALS. **ASTM D 5229/D5229M-12: Standard Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials.** West Conshohocken, PA, 2010.
- BISAGNI C.; DAVILA C. **Experimental investigation of the post-buckling response and collapse of a single-stringer specimen.** Composite Structures, v. 108, p. 493-503, 2014.
- BUDHE S., RODRÍGUES-BELLIDO A, RENART J., MAYUGO J.A., COSTA J. **Influence of pre-bond moisture in the adherents on the fracture toughness of bonded joints for composite repairs.** Intern. J. of Adh.&Adhes, 49, 80–89, 2014. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2013.12.007>
- CORDISCO, P.; BISAGNI, C. **Cyclic Buckling Tests Under Combined Loading on Predamaged Composite Stiffened Boxes.** AIAA Journal, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 49, n. 8, p. 1795–1807, 2011.
- COSTA M., VIANA G.; DA SILVA L. F. M. et al. **Environmental effect on the fatigue degradation of adhesive joints: A review.** The Journal of Adhesion, v. 93, n. 1-2, p. 127-146, 2017.
- DAVILA, C.; BISAGNI, C. **Fatigue life and damage tolerance of postbuckled composite stiffened structures with initial delamination.** Composite Structures, Elsevier, v. 161, p. 73–84, 2017.
- DHANAPAL, K., **Challenges in Manufacturing of Adhesive Bonded (Secondary-Bonded) Composite Aircraft Structures.** Conference: ISAMPE National Conference on Composites-INCCOM 10.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Aging Airplane Program: Widespread Fatigue Damage; Final Rule.** Federal Register, v. 75, n. 219, p. 69745-69789, 2010.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Best Practice in Adhesive-Bonded Structures and Repairs.** National Technical Information Services (NTIS), Springfield, Virginia, 2007.
- FREITAS S. T., SINKE J. **Failure analysis of adhesively-bonded metal-skin-to-composite-stiffener: Effect of temperature and cyclic loading.** Composite Structures, v. 166, p.27-37, 2017.
- HIGGINS A. **Adhesive bonding of aircraft structures.** International Journal of Adhesion and Adhesives, v. 20, n.5, p.367-376, 2000.
- MATERIAIS JÚNIOR, **Materiais Compósitos: origem e funcionalidades.** 2020. Disponível em: <[https://materiaisjr.com.br/materiais-compositos-origem-e-funcionalidades/?gclid=Cj0KCQjwzYGGBhCTARIsAHdMTQw9aapEXa41YqkrC668PaK5BO9Am46kRXd4eJ0X\\_WNfN\\_mOzBJAT0waAhNyEALw\\_wcB](https://materiaisjr.com.br/materiais-compositos-origem-e-funcionalidades/?gclid=Cj0KCQjwzYGGBhCTARIsAHdMTQw9aapEXa41YqkrC668PaK5BO9Am46kRXd4eJ0X_WNfN_mOzBJAT0waAhNyEALw_wcB)>. Acesso em: 10/05/2021.
- MOLENT L., FORRESTER C. **The lead crack concept applied to defect growth in aircraft.** Composite Structures, p. 22-26, 2017.
- MOURITZ A.P. **Fracture processes of aerospace materials.** In: Introduction to Aerospace Materials. [s.n.], p. 428-453, 2012.
- OPELT C.V., CÂNDIDO G.M., REZENDE M.C. **Compressive failure of fiber reinforced polymer composites – A fractographic study of the compression failure modes.** Materials Today Communications, v. 15, p.218–227, 2018.
- SALES, R.C.M., DE SOUSA A.F., BRITO C.B.G. et al. **Analysis of hygrothermal effects on mixed mode I/II interlaminar fracture toughness of carbon composites joints.** International Journal of Adhesion and Adhesives, v. 97, 102477, 2020.