

Desenvolvimento de metodologia visando a obtenção de compósitos estruturais para aplicação em longarinas de Aerodesigns

DOI: 10.30609/JETI.2019-7607

Guilherme B. L. Belão, Cezar A. Carnavalle, Márcia R. de Moura, Fauze A. Aouada*

Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, SP, Brasil.

Resumo

Devido à contínua necessidade de desenvolver materiais cada vez mais leves, mas que se enquadrem as severas normas de resistência mecânica exigida, a indústria aeronáutica vem impulsionando direta ou indiretamente o desenvolvimento de novos materiais compósitos estruturais ou o melhoramento dos materiais já empregados atualmente. Neste sentido, neste trabalho foi otimizada a metodologia de obtenção de compósitos baseados em fibra de carbono e resina epóxi visando aplicação em longarinas de Aerodesigns. Foi investigado o efeito do número de camadas fibra de carbono-resina epóxi, temperatura e tipo de laminação na densidade e nas propriedades mecânicas e morfológicas dos compósitos. Os resultados demonstraram boa reprodutibilidade na preparação dos compósitos, independente da metodologia aplicada, e que as propriedades mecânicas podem ser controladas pelos efeitos supracitados. A densidade dos compósitos obtidos pela laminação a vácuo foi em torno de 10 % menor em relação aos obtidos pela laminação manual. Além disso, tais compósitos apresentaram um acabamento melhor e mais refinado, em relação a laminação manual. Estes resultados podem auxiliar na projeção de longarinas utilizando novos materiais compósitos, nos quais são desenvolvidos por estudantes pertencente ao Projeto de Extensão Universitária Zebra Aerodesign da Unesp de Ilha Solteira – SP.

Palavras-chave: Compósitos; fibra de carbono; resina epóxi; laminação manual; laminação à vácuo, Aerodesign.

1.- Introdução

Grande parte das tecnologias atuais exige uma combinação de propriedades não-usuais, as quais não são abrangidas pelas ligas metálicas, materiais cerâmicos e materiais poliméricos convencionais [1]. Essa carência torna-se ainda mais evidente quando se busca o desenvolvimento de novos materiais nas áreas aeroespaciais [2]. A indústria aeronáutica visa desenvolver ou aprimorar materiais estruturais que possuem baixa massa específica, alta resistência, rigidez, resistentes à abrasão e ao impacto e à corrosão [3]. A simples combinação de fibras de reforço, aglomeradas com um material ligante, na forma de uma resina termorrígida formulada com endurecedores, resultava em materiais leves e estruturalmente adequadas para diversas aplicações [4]. Vários processos vêm sendo implementados desde então, estudados e adaptados, buscando atingir os melhores resultados sobre os compósitos [5] com potencialidade de aplicação na área referida.

A combinação de baixa massa específica com valores elevados de resistência mecânica que os compósitos poliméricos fornecem, permite que essa classe de materiais seja empregada em grande escala nas indústrias aeronáutica e espacial em substituição aos materiais metálicos tradicionais [1]. Os materiais compósitos podem ser de vários tipos e os mais comuns são os do tipo fibrosos (fibras envolvidas por uma matriz) e os particulados (partículas envolvidas por uma matriz). A matriz é a responsável por transferir os esforços mecânicos para o reforço e por garantir maior tenacidade, resistência à fadiga e resistência à corrosão do material compósito. O reforço, por sua vez, tem a meta de suportar os esforços mecânicos que lhe são transferidos pela matriz [6]. Os compósitos mais comuns são aqueles que utilizam fibras de vidro e de carbono como reforço, porém os de carbono em geral apresentam melhores propriedades mecânicas do que os reforçados a partir de fibras de vidro. Assim, por meio de suas propriedades mecânicas específicas, os chamados CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) [7,8] ganham cada vez mais espaço no mercado, sendo utilizado em grande escala pela indústria aeroespacial, automobilística e naval, além da aplicação crescente em bioengenharia e no setor esportivo. Logo, nesse estudo fez-se uso somente das fibras de carbono.

Desta forma, o objetivo deste trabalho foi otimizar o processo experimental variando as condições de laminação, tais como quantidade de camadas de fibra-resina e temperatura de cura, mantendo-se a mesma proporção de resina-catalisador proposta pelo fabricante e tempo de cura igual para todas as amostras. Foi analisado também dois métodos de produção, laminação manual e laminação com bolsa de vácuo (vacuum bagging) [9]. A influência destes parâmetros sobre a densidade (relação massa/volume), e nas

propriedades morfológica e mecânica dos compósitos obtidos foram estudadas por meio de microscopia eletrônica de varredura (MEV) e ensaios de tração, respectivamente.

2.- Material e Métodos

O tecido de carbono, a resina Araldite LY 5052/Ardur 5052, a cera desmoldante e o desmoldante líquido PVA verde foram fornecidos gentilmente pela empresa Alltec Indústria de Componentes em Materiais Compostos.

2.1.- Preparação dos compósitos estruturais

2.1.1.- Laminação manual

Para confecção dos corpos de provas, inicialmente fez-se um molde em MDF (Figura 1) de secção retangular, com um estreitamento, a fim de diminuir a área da secção transversal para que na realização da caracterização mecânica, a fratura da amostra não acontecesse na região das garras, e sim na região desejada. Definiu-se também uma quantidade de 1,33 g de resina por camada de laminação.

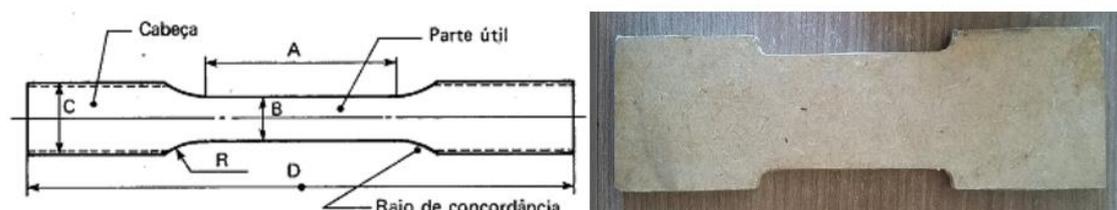


Fig. 1 - Geometria dos corpos de prova a serem laminados: $A = 60$ mm; $B = 30$ mm; $C = 40$ mm; $D = 160$ mm e $R = 5$ mm.

Calculou-se a massa de catalisador correspondente, seguindo a proporção de 4 g para 10 g de resina. Obtida a mistura resina/catalisador, iniciou-se o processo de laminação propriamente dito. Com o molde já seco, colocou-se uma camada de fibra de carbono sobre ele e passou-se resina sobre o mesmo, e em seguida adicionou-se outra camada de fibra e novamente passou-se resina, repetindo esse procedimento até a última camada de laminação. Ao fim dessa etapa, aguardou-se 24h em temperatura ambiente para que ocorresse a cura total das amostras, e retirou-se então o corpo de prova do molde.

Neste procedimento, realizou-se a deposição de 3; 5 e 8 camadas formadas por resina epóxi – fibra de carbono.

Obtido a otimização do processo de laminação em relação ao número de camadas na primeira etapa do estudo, agora analisou-se o efeito da temperatura no processo de cura da laminação e influência da laminação à vácuo. Em todos os experimentos foram laminadas 5 camadas de fibra de carbono e resina epóxi.

2.1.2.- Laminação a vácuo

Nesta seção, realizou-se o mesmo procedimento da laminação manual, porém a cura foi realizada sobre pressão reduzida, utilizando-se uma bolsa de vácuo e uma bomba para induzir o vácuo. Os corpos de provas permaneceram em cura à vácuo por 24h, e em seguida foram preparados para as devidas caracterizações.

2.2.- Caracterização dos compósitos estruturais

Os compósitos estruturais foram caracterizados em relação as suas propriedades mecânicas, morfológicas e densidade.

As propriedades mecânicas foram avaliadas utilizando uma máquina universal de ensaios, (Time Group Inc, Model: WDW-100B) por meio de testes de tração. Neste ensaio de tração convencional, é levada em consideração a área inicial da seção transversal, sendo que o cálculo da tensão máxima é realizado pela razão entre a força máxima de tração (F_{max}) e a área inicial do corpo de prova, Eq. 1:

$$\sigma = \frac{F_{max}}{\text{Área inicial}} \quad (1)$$

Após a ruptura, dividiu-se os corpos de provas em diversas segmentos menores, medindo-se suas dimensões e pesando cada pedaço, a fim de se calcular a densidade média do material a partir da relação massa/volume. Cortou-se também a região da ruptura, isolando-a para ser utilizada na etapa a seguir, a caracterização morfológica.

Analisou-se o material compósito de cada ensaio em relação as suas propriedades morfológicas utilizando a técnica de microscopia eletrônica de varredura (MEV) (microscópio de varredura ZEISS, modelo EVO LS15) com tensão = 20 kV e detector de elétrons secundários (SE1) com detector de espectroscopia de dispersão de energia de raios-X (EDX) acoplado (resolução igual a 133 eV). Para isso, as amostras foram depositadas em um porta amostra sendo sua superfície recoberta com uma fina camada de ouro.

3.- Resultados e discussão

Após a otimização da obtenção de tais compósitos, analisou-se a influência da quantidade das camadas (3, 5 e 8) de laminação nas propriedades mecânicas. Todas os compósitos se apresentaram como materiais frágeis, ou seja, não apresentaram ponto de escoamento nas curvas de tensão-deformação.

Pode-se observar que os valores de tensão máxima tenderam a se estabilizarem apresentando um valor máximo a partir de 5 camadas de laminação. Sendo esta condição escolhida como condição ideal para confecções dos corpos de provas nas etapas subsequentes. Em relação a densidade, observou-se que esta não sofre variação com o número de camadas. Indicando boa reprodutibilidade nas confecções dos compósitos.

Tab. 1 - Propriedades mecânicas dos compósitos em função do número de camadas curados a temperatura ambiente.

Número de camadas	Tensão máxima (MPa)	Densidade (g/cm ³)
3	335 ± 58	1,12 ± 0,05
5	467 ± 26	1,12 ± 0,01
8	459 ± 59	1,13 ± 0,01

A partir da Tabela 2, nota-se que a tensão máxima na ruptura decresceu com o aumento da temperatura de laminação. Provavelmente, esse efeito está relacionado a diminuição da zona cristalina e/ou massa molecular da resina polimérica durante o aquecimento na etapa de laminação. Este efeito foi confirmado pelo cálculo do módulo de elasticidade (E), onde os valores obtidos foram $E = 3869 \pm 361$ MPa e $E = 1615 \pm 113$ MPa para os compósitos laminados a temperatura ambiente e 80 °C, respectivamente. Nota-se também que para os corpos obtidos em temperatura mais elevadas (80 °C) ocorreram descontinuidades nos mesmos (Figura 2), o que não é desejado, podendo levar a falhas mecânicas inesperadas.

Por outro lado, a laminação a vácuo não alterou as propriedades mecânicas do compósito, indicando que a laminação manual realizada foi tão eficiente quanto a vácuo. Por outro lado, a densidade dos compósitos laminados à vácuo reduziu aproximadamente 10% em relação à laminação manual. Logo, recomenda-se a utilização de tal método, para estruturas cujo esforço aplicado seja inferior, reduzindo a massa total. Percebe-se também que os laminados a vácuo apresentam um acabamento melhor, mais refinado, em relação a laminação manual.



Fig. 2 - Descontinuidade nos corpos de provas à 80º C.

Tab. 2 - Propriedades mecânicas dos compósitos em função das condições experimentais utilizando laminação de 5 camadas.

Condições		Tensão máxima (MPa)	Densidade (g/cm ³)
Manual	Temperatura ambiente	467 ± 26	1,12 ± 0,01
	35 °C	276 ± 44	1,08 ± 0,03
	50 °C	320 ± 64	1,18 ± 0,01
	80 °C	259 ± 18	1,15 ± 0,13
Vácuo	Temperatura ambiente	363 ± 81	1,02 ± 0,01

As propriedades morfológicas dos compósitos indicaram nítida distinção entre as camadas de resina e de fibras em todos os compósitos estudados (Figura 3). Não foram observadas regiões de separações de fases dos componentes, indicando boa miscibilidade entre as mesmas. O que é desejável para que o compósito apresente propriedades finais homogêneas.

Análises de EDX nas regiões das fibras (indicadas por exemplo como setas vermelhas na Fig. 4a) indicaram que estas são compostas pelos elementos carbono (75-79 % em massa), nitrogênio (10-11 % em massa) e oxigênio (10-14 % em massa). Estes resultados já eram esperados, uma vez que as fibras de carbono são provenientes do polímero poliácridonitrila, o qual é constituído por carbono, nitrogênio e hidrogênio. A presença de oxigênio pode ser atribuída à presença de umidade na amostra ou na câmara de análise, ou até mesmo, presença de impurezas intrínsecas à fibra ou adquiridas durante seu processamento. Para a resina (indicadas como setas amarelas por exemplo na Fig. 4a), não se sabia a composição, já que a mesma não é fornecida pelo fabricante. Os resultados indicaram que mesma é composta pelos mesmos três elementos, nas seguintes proporções: carbono (70-85 % em massa), nitrogênio (10-11 % em massa) e oxigênio (7-14 % em massa). Ressalta-se que tais análises são apenas qualitativas, objetivando apenas a indicação dos prováveis elementos presentes.

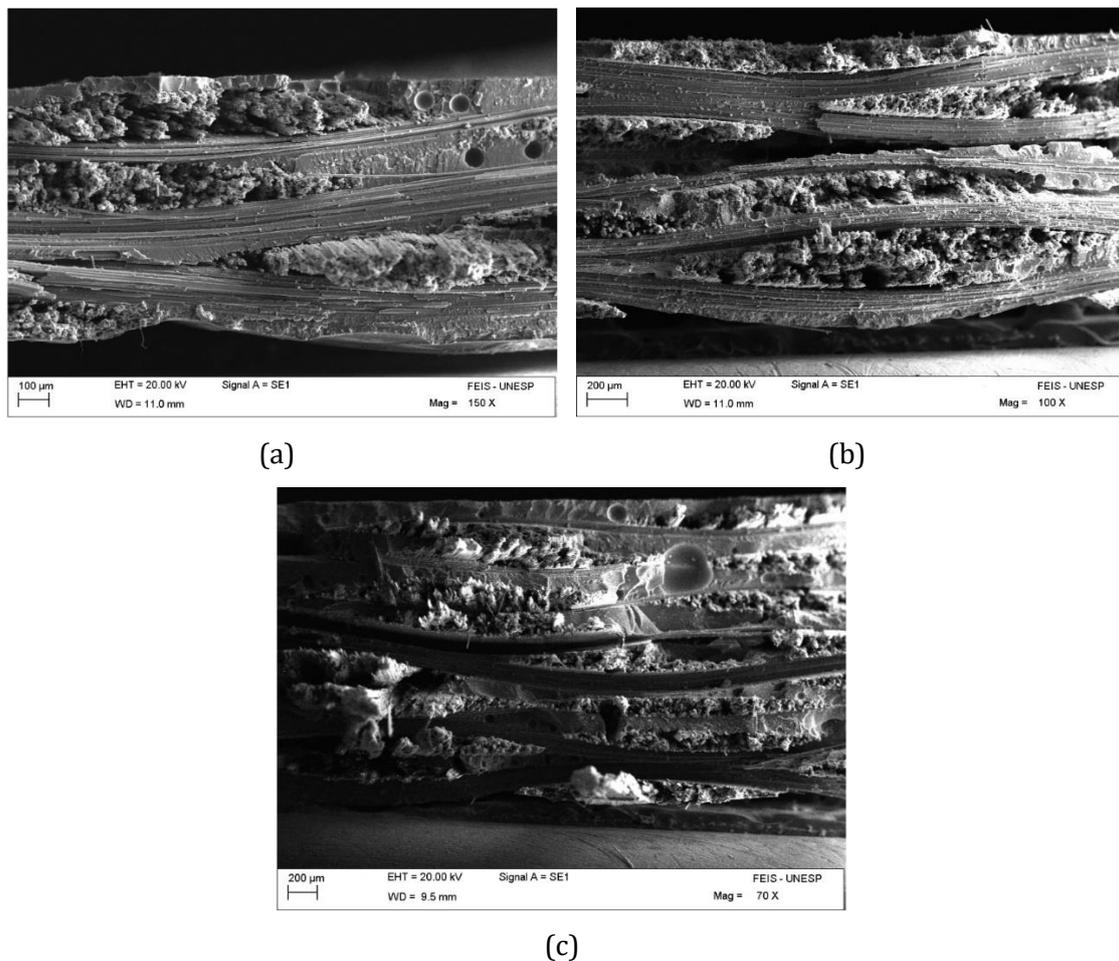


Fig. 3 – Micrografias eletrônicas obtidas por MEV dos compostos com a) 3; b) 5 e c) 8 camadas laminados a temperatura ambiente.

As imagens de MEV indicaram também uma descontinuidade em uma das camadas da matriz (indicada com um círculo vermelho na Fig. 4b), o que pode gerar falhas e comprometer estruturalmente o compósito. Nos compósitos laminados a vácuo, pode-se perceber que diferentemente das outras amostras analisadas, ocorre um entrecruzamento das fases resina-fibra (indicado em amarelo na Fig. 4c) que pode ter sido gerado pela pressão reduzida utilizada durante o processamento. A princípio tal entrecruzamento não afetou as propriedades analisadas. Porém, outros estudos serão realizados com o intuito de confirmar o entrecruzamento e como este pode afetar as propriedades estruturais dos compósitos obtidos.

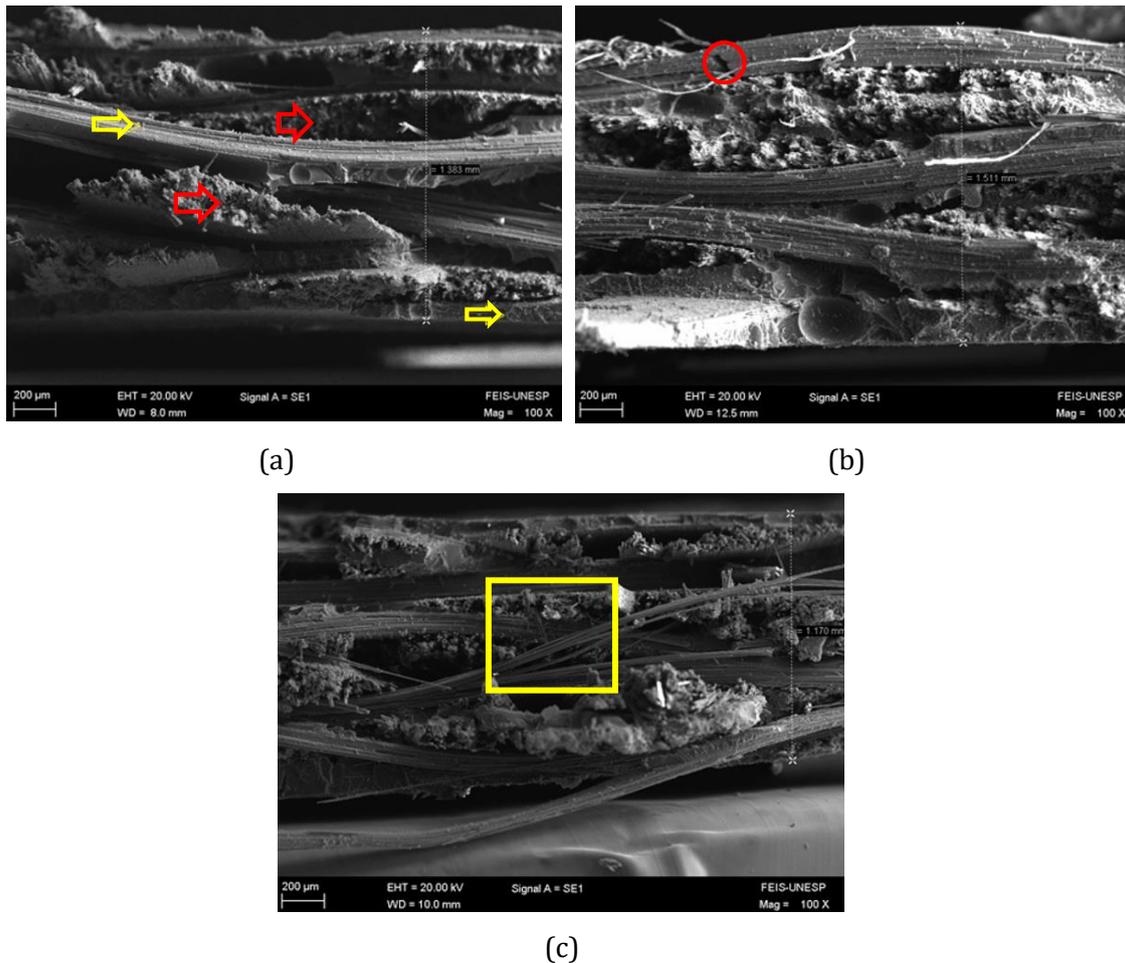


Fig. 4 – Micrografias eletrônicas obtidas por MEV dos compostos com a) 35 °C e b) 50 °C laminados manualmente e c) laminada a vácuo e em temperatura ambiente. Todos os compósitos foram laminados a partir de 5 camadas.

4.- Conclusão

Foi possível otimizar com sucesso a metodologia de obtenção de compósitos baseados em resina epóxi – fibra de carbono, mantendo-se um padrão no processo de laminação manual utilizado para todas as amostras, uma vez que a densidade média de todas as amostras foram muito próximas. Pode-se controlar os valores de propriedades mecânicas em função do número de camadas, metodologia de laminação e temperatura de cura. O que é altamente desejável, pois amplia a possibilidade de utilização destes materiais como constituinte de longarinas de Aerodesigns. Concluiu-se também que a utilização de temperaturas superiores à ambiente no processo de laminação contribui para redução da propriedade mecânica – tensão máxima de ruptura, e para presença de discontinuidades nas amostras, podendo levar a falhas inesperadas, atuando como concentradores de tensão. Por meio da técnica de MEV, observou-se boa compatibilidade entre as fases resina epóxi e

fibra de carbono em todas as condições experimentais estudadas. A redução da densidade dos compósitos ao utilizar a laminação a vácuo pode potencializar sua aplicação tecnológica. Tal estudo pode contribuir substancialmente para gerar dados científicos que futuramente poderão ser utilizados visando a obtenção de peças similares a longarinas e comparar a eficiência dessas a outras longarinas já utilizadas em Aerodesigns estudados pela equipe pertencente ao Projeto de Extensão Universitária Zebra Aerodesign da Unesp de Ilha Solteira – SP.

5.- Agradecimentos

Os autores agradecem a Universidade Estadual Paulista “Júlio Mesquita Filho” (UNESP) e as instituições de fomento à pesquisa FAPESP e CNPq pelo apoio financeiro. O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001.

6.- Bibliografia

- [1] W. D. CALLISTER, D. G. RETHWISCH. *Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução*. LTC, 2018.
- [2] X. ZHANG, Y. CHEN, J. HU. *Progress in Aerospace Sciences* **97**, 22-34 (2018).
- [3] T. DURSUN, C. SOUTIS. *Materials & Design* **56**, 862-871 (2014).
- [4] C. A. MAY, *ACS Symposium Series* **285**, 557-580 (1985).
- [5] A. SHIVANAGERE, S. K. SHARMA, P. GOYAL. *Journal of Engineering Science and Technology* **13**, 3710-3728 (2018).
- [6] F. LEVY NETO, L. C. PARDINI. *Compósitos Estruturais*. Blucher, 2016.
- [7] L. QUAGLIATO, C. JANG, N. KIM. *Composite Structures* **209**, 1-12 (2019).
- [8] Z. LIU, P. LI, N. SRIKANTH. *Composite Structures* **209**, 93-102 (2019).
- [9] C. UZAY, M. H. BOZTEPE, M. BAYRAMOGLU, N. GEREN. *Materials Testing* **59**, 366-372 (2017).