

CARACTERIZAÇÃO DAS PROPRIEDADES ELÁSTICAS DE UM MATERIAL COMPÓSITO LAMINADO¹

Mayara Bortolotti Rossini²
Gigliola Salerno³

Resumo

Os materiais compósitos são uma alternativa para a indústria aeronáutica por apresentarem elevada resistência e rigidez combinadas com baixa densidade, no entanto, torna-se importante a caracterização das propriedades que será feita em função dos ensaios de tração e torção em um compósito de fibra de carbono na forma de tecido e resina epóxi, composto por quatro camadas em diferentes direções, duas camadas a 0°/90° e outras duas à -45°/45°. Por meio destes ensaios é possível completar a matriz de caracterização do compósito, que representou satisfatoriamente seu comportamento, comprovando que suas propriedades são inferiores aos compósitos unidirecionais quando solicitados a 0°, mas que são utilizados em substituição aos compósitos unidirecionais, pois evitam microtrincas na matriz polimérica. Além disso, o arranjo das fibras no compósito em estudo permite equilibrar as propriedades nas direções x e y em relação à fibra unidirecional, que apresenta grande divergência de valores. No entanto, o estudo de novos arranjos de fibras para os compósitos permitirão uma quantidade maior de aplicações em componentes aeronáuticos, em comparação aos compósitos unidirecionais.

Palavras-chave: Compósito laminado; Propriedades elásticas; Aplicações.

ELASTIC PROPERTIES CHARACTERIZATION OF A COMPOSITE MATERIAL LAMINATE

Abstract

Composite materials are an alternative for the industry because they have high strength and stiffness combined with low density, as a consequence, it becomes important to analyze the properties characterization that will be determined by the tensile and torsion tests in a carbon fiber composite in the woven form and epoxy resin, composed of four layers in different directions, the two layers 0°/90° and the others two -45°/45°. Through these tests it is possible to complete the composite matrix characterization, which represented their behavior satisfactorily, proving that their properties are inferior to unidirectional composites when in 0° direction, but are used instead to unidirectional composites, because they avoid microcracks in the matrix polymer. Furthermore, the arrangement of the fibers in the composite under study allows balancing the properties in x and y directions relative to the unidirectional fiber, which presents great divergent values. However, the study of new arrangements for fiber composites will allow a greater number of applications in aircraft components, compared to unidirectional composites.

Key words: Composite laminate; Elastic properties; Applications.

¹ Contribuição técnica ao 68º Congresso Anual da ABM - Internacional, 30 de julho a 2 de agosto de 2013, Belo Horizonte, MG, Brasil.

² Engenheira de Materiais pelo Centro Universitário da FEI, São Bernardo do Campo, SP, Brasil.

³ Engenheira Mecânica. Profa. Dra., Centro Universitário da FEI, São Bernardo do Campo, SP, Brasil.

1 INTRODUÇÃO

A exigência por materiais com combinações de propriedades que não são atendidas pelas ligas metálicas, cerâmicas e materiais poliméricos instiga o estudo de materiais compósitos, classificados como materiais multifásicos que combinam propriedades de materiais diferentes e, assim, melhoram o desempenho do composto associado a uma redução de peso.

O foco nestes materiais pela indústria aeronáutica é explicado pela redução da quantidade de material utilizado, baixo consumo de combustível e redução na manutenção. Comparado com o alumínio, outro material utilizado em grande escala pela indústria aeronáutica, o compósito é, em média, cinco vezes mais resistente. As propriedades de alguns compósitos, em comparação ao alumínio estão representadas na Tabela 1.⁽¹⁾

Tabela 1. Propriedades do compósito contendo fibra de carbono e resina epóxi (C-Ep)⁽¹⁾

Materiais – para o compósito (65 % em volume de fibra)	Densidade (kg/m ³)	Propriedades unidirecionais			Propriedades +/- 45°		
		Módulos (GPa)		Tensão máxima (MPa)	Módulos (GPa)		Tensão máxima (MPa)
		Axial E ₁₁	G ₁₂	Axial σ_{11}	E _x = E _y	G _{xy}	$\sigma_x = \sigma_y$
C-Ep de alta tensão	1578	138	4,48	1517	17,2	31	345
C-Ep de módulo alto	1605	200	4,83	1207	17,2	44,8	290
Alumínio	2713	72,4	26,2	290	72,4	26,2	290

Devido suas grandes vantagens torna-se interessante aprofundar o estudo destes materiais através da caracterização para prever seu comportamento mecânico que é feita por meio de ensaios mecânicos, determinando os limites de uso deste material em qualquer aplicação. Além disso, a caracterização permitirá futuras simulações numéricas de componentes sujeitos a carregamentos complexos e assim definir, por exemplo, na aviação os pontos em que suportarão os maiores esforços mecânicos.

O material compósito, formado por duas fases, mais importante é aquele em que a fase dispersa encontra-se na forma de fibra, que tem por objetivo atingir alta resistência e/ou rigidez com baixa densidade. Suas respostas mecânicas dependem dos comportamentos tensão-deformação das fases fibra e matriz; das frações volumétricas das fases; a direção na qual a tensão é aplicada e também do grau de carga que é transmitido às fibras pela matriz, o qual está relacionado com a eficiência da ligação interfacial entre as fases fibra e matriz.⁽²⁾

A fase matriz é responsável por ligar as fibras umas às outras e atua como o meio pelo qual uma tensão aplicada externamente é transmitida e distribuída para as fibras.⁽¹⁾ A resina polimérica epóxi apresenta alto desempenho e é a mais utilizada devido às suas propriedades à temperatura ambiente (Tabela 2), baixa absorção de umidade, baixa porcentagem de contração, facilidade de fabricação e baixo custo.⁽³⁾

Tabela 2. Propriedades da matriz de resina epóxi a temperatura ambiente⁽⁴⁾

Matriz	Módulo de Young (E) – (GPa)	Coefficiente de Poisson	Tensão de resistência (MPa)
Resina epóxi	3 – 6	0,38 – 0,40	35 – 100

Para a adesão da fibra de carbono com a resina epóxi é utilizado o silano, que proporciona uma reação química entre eles.⁽⁵⁾ A adesão da fibra com a matriz é

importante, pois retarda os mecanismos de fratura, que são classificados como fratura das fibras, extração das fibras, fissuração da matriz, deslocamento entre matriz e fibra, flambagem da fibra e fraturas radiais na interface.^(6,7)

Além da adesão, um problema comum no processamento de compósitos poliméricos é a formação de defeitos, como regiões ricas em resina, fibras distorcidas ou desalinhadas e a presença de objetos estranhos e vazios.⁽⁸⁾ No caso da moldagem manual de manufatura de compósitos, estes defeitos podem ocorrer com maior frequência, devido à falta de controle.

Compósitos laminares são compósitos estruturais formados por folhas ou painéis bidimensionais que possuem uma direção preferencial de alta resistência. As lâminas (sistema local 1-2-3, Figura 1) unidirecionais que compõem o compósito laminado podem ser denominadas isotrópicas, ortotrópicas e anisotrópicas. Para uma lâmina isotrópica, suas propriedades elásticas são definidas a partir das seguintes constantes independentes E_{11} e ν_{12} , que não variam com a direção da solicitação mecânica. Quando a simetria é dada no plano 23 de uma lâmina ortotrópica considera-se um material transversalmente isotrópico, sendo assim, as constantes de engenharia que deverão ser identificadas na matriz de rigidez se reduzirão de nove ($E_{11}, E_{22}, E_{33}, \nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}, G_{12}, G_{13}, G_{23}$) para seis ($E_{11}, E_{22} = E_{33}, \nu_{12} = \nu_{13}, \nu_{23}, G_{12} = G_{13}, G_{23}$). Portanto, para caracterização das propriedades elásticas de um compósito transversalmente isotrópico devem-se determinar estas variáveis.^(6,9)

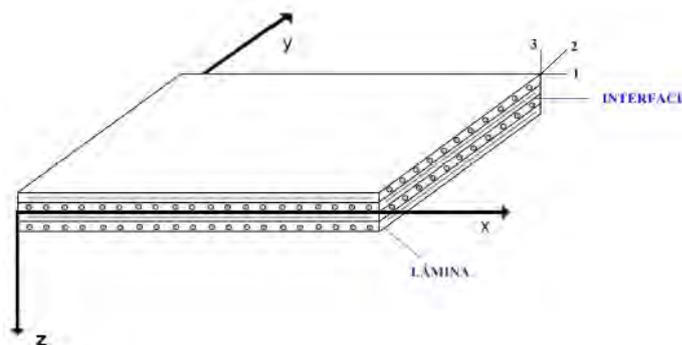


Figura 1. Sistema global de referência do compósito (x-y-z) e sistema de referência de uma lâmina (1-2-3).⁽⁶⁾

A importância de considerar cada camada como um corpo ortotrópico está no fato que, cada lâmina responde de uma forma diferente dependendo da orientação das fibras e torna-se necessário então, uma lei que representa a mudança de comportamento a cada posição na espessura. Os ensaios práticos são necessários para a obtenção dos valores das propriedades na espessura, e a partir disso, possibilitarão estudos analítico e numérico.⁽⁶⁾

Os materiais compósitos (sistema global x-y-z, Figura 1) transversalmente isotrópicos mais simples possuem características de simetria em relação ao plano médio (x, y), suas lâminas possuem a mesma espessura e os mesmos tipos de matriz e reforço. Para o carregamento no plano (x, y), o comportamento elástico de um laminado é equivalente a de um material isotrópico.⁽³⁾

A partir das características dos compósitos transversalmente isotrópicos representadas na Figura 2, as propriedades elásticas são determinadas pelos ensaios de tração do compósito e da resina e o ensaio de torção do compósito. Contudo, para um compósito com fibras em tecido é possível calcular $E_x = E_y$ e ν_{xy} pela tração do compósito, E_z pela tração da resina, $G_{yz} = G_{xz}$ pelo ensaio de torção do compósito e o G_{xy} pela equação de isotropia. O valor do coeficiente de Poisson para as faces xz e yz, que são iguais, não é

possível calcular, pois as faces não são isotrópicas, sendo $E_z \neq E_x$ ou E_y , e, portanto, não se aplica a equação de isotropia.

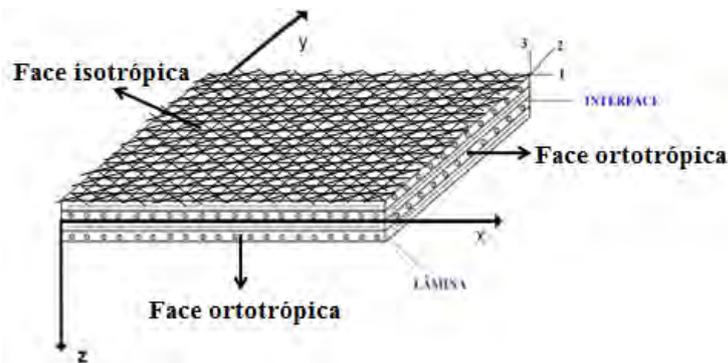


Figura 2. Representação das características do compósito transversalmente isotrópico.

Portanto, o presente trabalho tem por objetivo caracterizar as propriedades elásticas de um material compósito formado por quatro lâminas de tecidos bidirecionais de fibra de carbono unidas por resina epóxi e posicionadas a 0° e 45° , denominado um material transversalmente isotrópico.

2 MATERIAIS E MÉTODOS

O compósito em estudo é formado por um tecido de fibras de carbono, com adição de resina epóxi, denominado um compósito carbono/epóxi. A montagem das camadas com tecido de carbono foi efetuada nas direções $0^\circ/90^\circ$ e $45^\circ/-45^\circ$, e depois foi curado e cortado, resultando nos corpos de prova. Com os corpos de prova foram efetuados os ensaios de tração e torção do compósito, juntamente com o ensaio de tração da resina. Por fim, foram determinadas as constantes elásticas do compósito, caracterizando o material em estudo.

A fibra de carbono (Texiglass[®]) utilizada para fazer o tecido tem diâmetro em torno de $7,8 \mu\text{m}$ (obtido no microscópio eletrônico de varredura - MEV). O tecido foi produzido com as fibras de carbono nas direções $0^\circ/90^\circ$ (Figura 3).

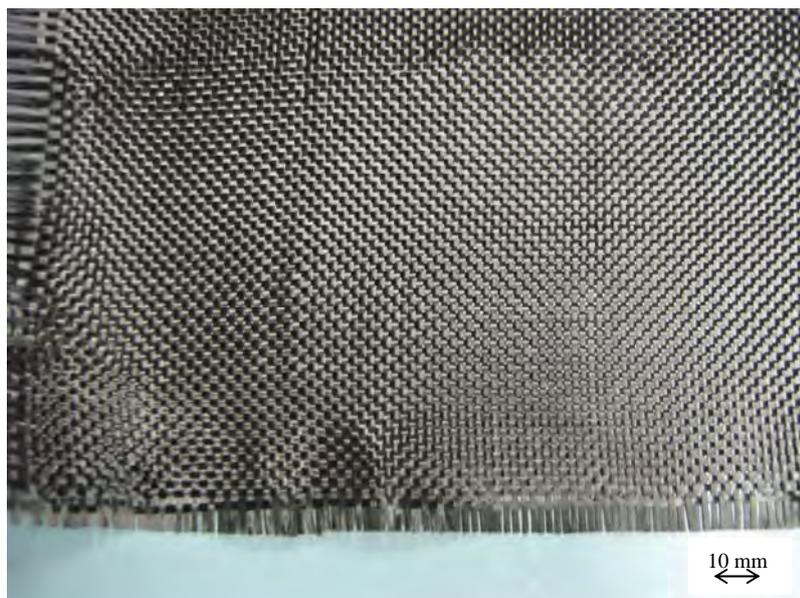


Figura 3. Tecido de fibra de carbono conforme fornecido, com orientação a $0^\circ/90^\circ$.

A partir desse tecido foi feito o processo de silanização que consiste na imersão dos tecidos de fibra de carbono em uma solução de 1,5 L de água destilada; 0,50 L de silano Dynasylan® Glymo (Evonik Industries) e 600 ml de acetona. Primeiramente, foi adicionada a água destilada e silano num recipiente para ocorrer a reação de formação das hidroxilas que possui maior aderência ao tecido. Nessa adição, bolhas se formaram na superfície de separação, para remoção dos gases a solução foi movimentada por 10 minutos. Em seguida, a adição de acetona removeu o excesso de água, a solução foi movimentada, esperados 10 minutos para, assim, imergir os tecidos por 1 hora. Após esse tempo, os tecidos foram retirados e secados ao ar. A superfície do tecido silanizado é dada na Figura 4, no qual se encontra a presença de silício.



Figura 4. Tecido silanizado – Imagem no MEV.

Com os tecidos silanizados e secos foi efetuado o corte das placas para confecção dos corpos de prova. As placas à $-45^{\circ}/45^{\circ}$ possuem dimensão 500 x 500 mm e as placas à $0^{\circ}/90^{\circ}$ possuem 215 x 480 mm. O compósito foi montado com duas placas na direção $0^{\circ}/90^{\circ}$ posicionadas nas extremidades superior e inferior e duas placas à $-45^{\circ}/45^{\circ}$ no interior.

Com as placas cortadas, as lâminas foram impregnadas com resina epóxi (AR-260), que foi misturada anteriormente ao endurecedor AH-260 (Barracuda Advanced Composites®), sendo $\frac{1}{4}$ de catalisador e $\frac{3}{4}$ de resina. Subsequente, o compósito foi curado no forno, utilizando-se o *breather*, filme perfurado, *peelply* e *bag*. O *breather* tem a função de absorver o excedente de resina impedindo que a resina atinja a placa de alumínio; o filme perfurado absorve a resina por capilaridade, determinando a quantidade de resina que ficará no compósito por meio dos furos; o *peelply* protege o compósito e é colocado em contato com o compósito, e por fim, o *bag* que proporcionará o vácuo.

Para a cura foi feita uma montagem sobre a chapa de alumínio, primeiramente foi espalhada vaselina sobre a chapa de alumínio e colocada folha de papel alumínio, cobrindo a região da vaselina, isso impede que os tecidos aderissem na chapa após a cura da resina. Em seguida, foram montados os tecidos (Figura 5a), primeiro o *breather*, depois o filme perfurado e o *peelply*, em seguida, foram colocadas as quatro lâminas do compósito separadamente, cada uma banhada na mistura de resina e catalisador, depois foram colocadas as camadas superiores que são o *peelply*, o filme perfurado, o

breather e, por último, o *bag* colado com adesivo nas extremidades do conjunto para fazer o vácuo na estufa (Figura 5b).

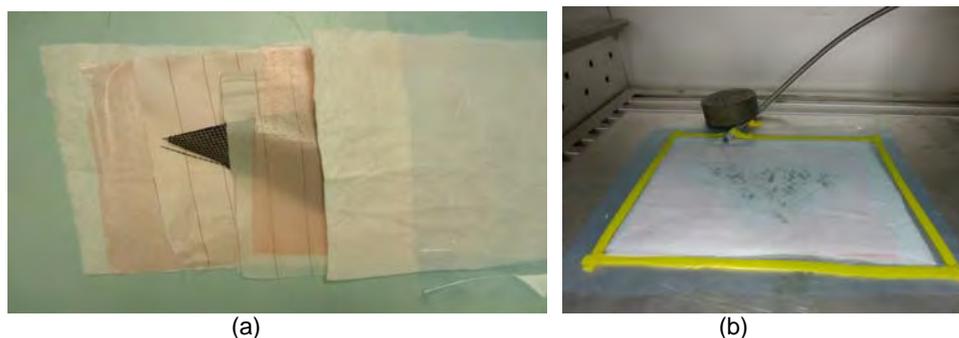


Figura 5. (a) Sequência dos materiais na chapa de alumínio para a cura, (b) Material pronto para efetuar o vácuo e aquecer no forno.

Os materiais foram cortados com folgas laterais para que o compósito ficasse completamente recoberto, para cada chapa de compósito foi medida a massa das quatro camadas de tecido e determinada a quantidade de resina necessária para a cura. O conjunto quando pronto foi colocado na estufa, acionada a bomba de vácuo, para depois acionar o forno. O material dentro da estufa, inicialmente à temperatura ambiente, foi aquecido até a temperatura de 120°C, que permaneceu durante uma hora, após esse tempo foi desligado o forno e o material foi resfriado dentro do forno, que ficou aberto, até chegar à temperatura ambiente.

As duas placas de compósito foram curadas, destas foram retiradas 20 unidades de corpos de prova através do corte a jato d'água, com dimensão de 20 x 200 x 1,35 mm, determinada pela norma ASTM D3039.⁽¹⁰⁾ Além dos corpos de prova, foi determinada a quantidade de fibra no compósito, com o corte do material depois de curado na dimensão de 1 cm², que em seguida foi pesado, colocado ao forno por 30 minutos à 500°C, para depois pesar novamente. A diferença de peso corresponde à massa de resina no compósito. A partir disso, foi possível determinar a densidade do compósito.

No ensaio de tração do compósito foram colados os apoios (ou *tabs*) nos corpos de prova, para reduzir o efeito de concentração de tensão na amostra com cargas de cisalhamento entre a garra e o material e impedir o esmagamento do compósito pela garra. Em seguida, foram colados os *strain gages* para medir a deformação em duas direções (Figura 6). Primeiramente foi limpa a superfície do compósito com álcool isopropílico, para assim colar os extensômetros na vertical e na horizontal com Permabond, depois foram soldados os fios dos *strain gages* num terminal, colado abaixo dos mesmos, e em seguida, a região foi banhada com resina de silicone para proteger contra contaminações.

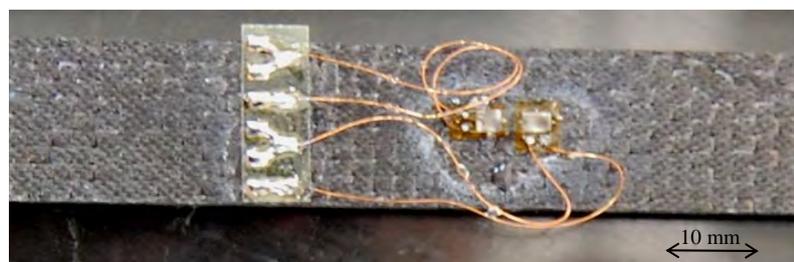


Figura 6. Esquema da colagem dos *strain gages* para o ensaio de tração.

No ensaio de tração, a máquina utilizada foi a MTS, com capacidade de 25 toneladas, extensômetro móvel com tamanho inicial (L_0) de 50 mm, e de acordo com a norma ASTM D 3039⁽¹⁰⁾ foi determinada a velocidade de 2 mm/min., e taxa de tensão igual a

0,01 min⁻¹ para ensaiar seis corpos de prova. Durante os ensaios foram obtidas curva de tensão x deformação e curvas para determinar o coeficiente de Poisson, as deformações foram lidas nos *strain gages* pelo do programa Spider 80.

Além disso, para determinar as propriedades na direção z do compósito foram confeccionados corpos de prova de resina nas dimensões de acordo com a norma ASTM D638,⁽¹¹⁾ definidas como Tipo V. Com oito corpos de prova foi efetuado o ensaio de tração na MTS com carga de 200 kg, extensômetro de 10 mm e velocidade de 1 mm/min.

Outro ensaio efetuado foi o ensaio de torção, a máquina utilizada foi o torquímetro e foram ensaiados 6 corpos de prova. Neste ensaio os corpos de prova são posicionados nos ganchos da máquina, depois de iniciado o ensaio foram coletados os valores dos torques para os ângulos de 10° a 90°, com intervalo de 10°.

3 RESULTADOS

Neste item serão apresentados os resultados obtidos ao final do projeto, sendo estes resultados referentes às amostras originais e depois de ensaiadas.

A densidade do compósito calculada foi em torno de 1.100 kg/m³, com uma porcentagem em massa de fibra de 87%.

Através dos ensaios de tração no compósito, foram encontradas as curvas tensão x deformação, representadas na Figura 7. Os valores de deformação foram obtidos pela leitura do *strain gage* longitudinal. Os valores de módulo de elasticidade, resistência à tração obtidos no ensaio de tração foram próximos e estão listados na Tabela 3. Através do ensaio de tração é possível determinar o valor do coeficiente de cisalhamento no plano xy de acordo com equação de isotropia, dada em função do módulo de elasticidade e o coeficiente de Poisson (Tabela 3).

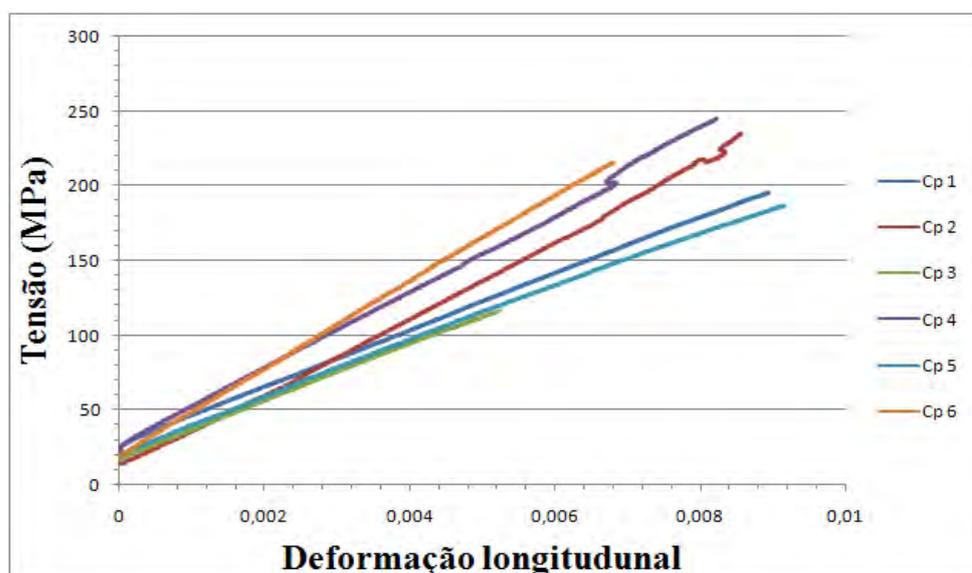


Figura 7. Gráfico tensão x deformação longitudinal do ensaio de tração do compósito.

Tabela 3. Propriedades obtidas no ensaio de tração do compósito

Amostras	Módulo de elasticidade (GPa) $E_x = E_y$	Coefficiente de Poisson - ν_{xy}	Tensão máxima de resistência (MPa)	Módulo de cisalhamento (GPa) G_{xy}
1	19,8	0,423	195	7
2*	25,7*	0,034*	244*	12,4*
3*	19,4*	0,390*	163*	7*
4*	27,0*	0,023*	245*	13,2*
5	18,5	0,389	212	6,7
6	29,2	0,455	215	10
Média	23,3	0,422	212	7,9
Desvio padrão	4,58	0,033	31	1,8

*Desconsiderar os valores do coeficiente de Poisson para os corpos de prova 2, 3 e 4 no cálculo da média e do desvio padrão, pois não houve leitura da deformação pelo strain gage.

Com os valores do módulo de elasticidade e resistência à tração do compósito é possível determinar sua rigidez específica e resistência específica, dados na Tabela 4.

Tabela 4. Valores de rigidez específica do compósito

Amostras	Rigidez específica $\cdot 10^6$ (m^2/s^2)	Resistência específica $\cdot 10^3$ (m^2/s^2)
1	18,0	177
2	23,4	222
3	17,6	148
4	24,5	223
5	16,8	193
6	26,5	195
Média	21,1	193
Desvio padrão	4,16	28,2

O gráfico da Figura 8 descreve as deformações longitudinal e transversal em função da tensão.

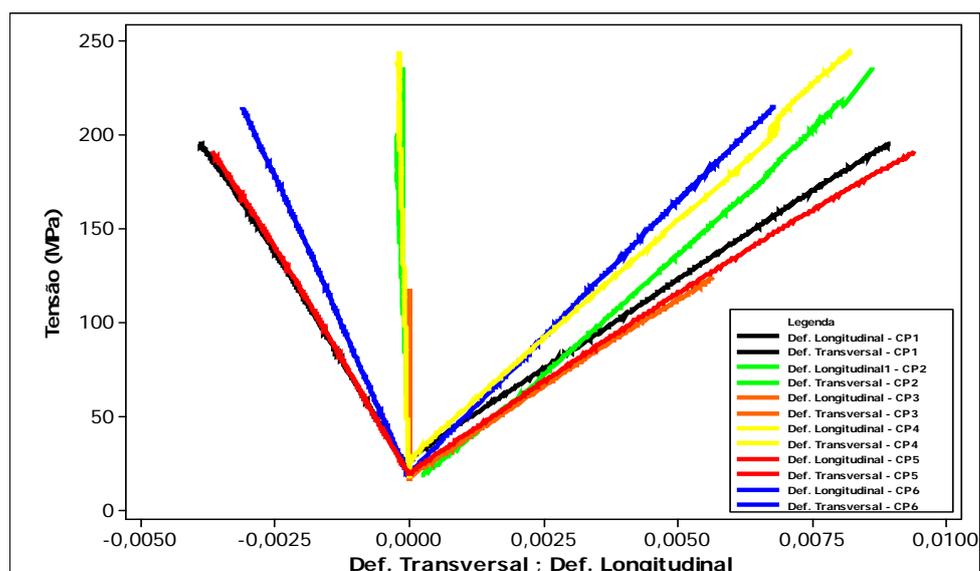


Figura 8. Gráfico tensão x deformação longitudinal x deformação transversal do compósito pelo programa Minitab 15.

Ensaio de tração na resina correspondem às propriedades na direção z do compósito e podem ser observados no gráfico da Figura 9.

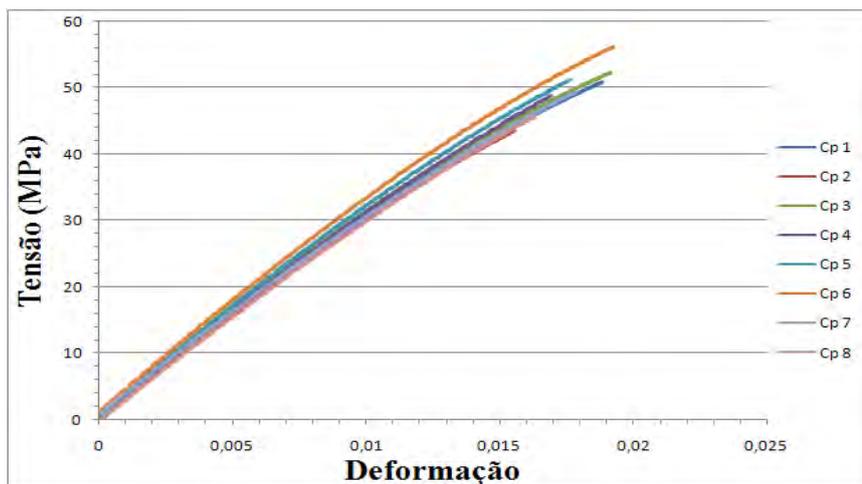


Figura 9. Gráfico de tensão x deformação do ensaio de tração da resina.

A partir do ensaio de tração da resina é possível obter o valor do módulo de elasticidade na direção z do compósito em função da região elástica de deformação e os valores das propriedades estão citados na Tabela 5.

Tabela 5. Propriedades obtidas no ensaio de tração da resina

Amostras	Módulo de elasticidade (GPa) E_z	Tensão de ruptura (MPa)
1	3,235	51
2	3,151	43
3	3,235	52
4	3,246	49
5	3,270	51
6	3,300	56
7	3,124	49
8	3,137	46
Média	3,21	49,6
Desvio padrão	0,07	3,9

Ensaio de torção xz – yz nos seis corpos de prova estão apresentados Figura 10.

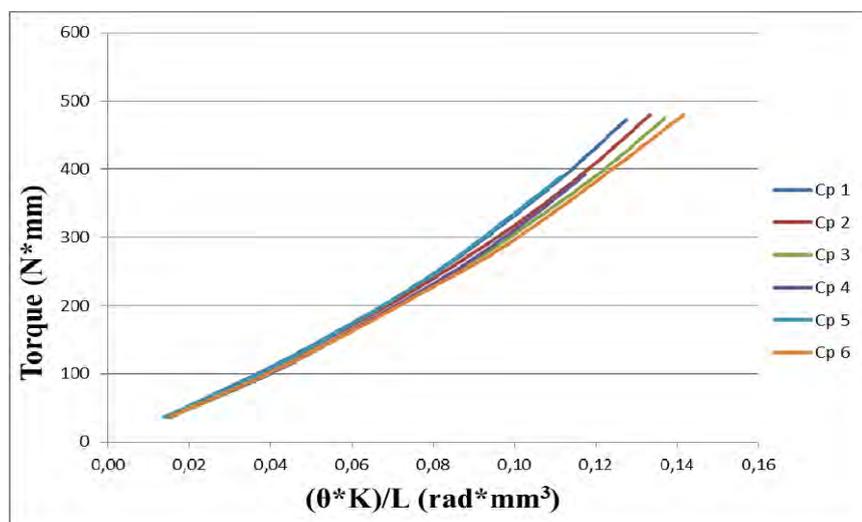


Figura 10. Gráfico obtido no ensaio de torção para o cálculo do módulo de cisalhamento.

Os valores de módulo de cisalhamento obtidos no ensaio de torção, para as direções $xz - yz$ estão representados na Tabela 6.

Tabela 6. Valores do módulo de cisalhamento obtidos no ensaio de torção

Amostras	Módulo de cisalhamento $G_{yz} = G_{xz}$ (GPa)
1	3,80
2	3,69
3	3,57
4	3,66
5	3,82
6	3,48
Média	3,67
Desvio padrão	0,13

4 DISCUSSÕES

Neste item serão discutidos os resultados obtidos ao final do projeto.

O valor da densidade é inferior comparado com outros materiais, por exemplo, o alumínio que é amplamente utilizado na aeronáutica e que possui uma densidade de 2.713 kg/m^3 (Tabela 1). A baixa densidade justifica este trabalho, pois é um material extremamente rígido com baixa densidade, ou seja, alta rigidez específica (Tabela 4), característica desejada na aeronáutica.

Os resultados das propriedades mecânicas estão de acordo com a literatura, pois laminados reforçados com tecidos apresentam propriedades à tração inferiores aos laminados unidirecionais, portanto a principal vantagem dos laminados com reforço em tecidos é o balanceamento das propriedades nas diversas direções. Para compósitos reforçados com fibras unidirecionais, o valor de tensão máxima de resistência axial varia de 1.200 a 1.500 MPa (Tabela 1), e o valor encontrado para o compósito em estudo foi em torno de 212 MPa (Tabela 3). Não foi possível determinar a tensão limite de escoamento, pois o material não apresentou deformação plástica, o que demonstra um comportamento frágil, característica da fibra. Isso ocorre, pois a porcentagem em massa de fibra neste compósito é maior em relação à resina.

Além disso, não foi possível calcular os valores de Poisson $xz - yz$ ($\nu_{xz} = \nu_{yz}$), pois não foram colados extensômetros nos corpos de prova do compósito que calculariam a deformação transversal na sua espessura.

O que poderia interferir nos valores do ensaio de tração é o método de produção do compósito. O método manual não confere confiabilidade, pois envolve diversos parâmetros que são difíceis de controlar, além de conferir grande porcentagem de vazios no compósito. Outro fator que reduziria os valores das propriedades obtidas no ensaio de tração é a falta de resina que atua como concentradores de tensão reduzindo as propriedades mecânicas. Observa-se que os corpos de prova 2, 3 e 4 para a deformação transversal não apresentaram comportamento adequado, pois o *strain gage* não leu a deformação transversal destes corpos de prova, isso pode ter ocorrido pela colagem incorreta do *strain gage* ou ocasionado pelo excesso de deposição de cola, fazendo a leitura da deformação da cola e não do compósito.

Sabe-se que a tensão é bem menor nos modos de tensão transversal e de cisalhamento da fibra, em comparação com a direção paralela às fibras. O valor obtido de módulo de cisalhamento no ensaio foi em torno de 7,9 MPa (Tabela 3). Conclui-se que o compósito possui fibras à 45° / -45° que apresenta módulo de cisalhamento alto e, fibras à 90° em relação à aplicação da força com módulo de cisalhamento baixíssimo, a somatória de propriedades fornecidas pelas diferentes disposições das fibras, resultou num valor inferior comparado com um compósito de tecido com fibras à $\pm 45^\circ$, de

31 GPa a 44,8 GPa e valor próximo de compósitos com fibras unidirecionais, de 4,48 a 4,83 GPa, de acordo com os dados fornecidos na Tabela 1.

No ensaio de tração da resina os valores das propriedades (Tabela 5) estão dentro da faixa indicada pela literatura, mas próximos dos valores inferiores. O valor do módulo obtido foi em torno de 3,21 GPa, e na literatura é indicado entre 3 a 6 GPa, e a tensão de ruptura com valor médio de 49,6 MPa está dentro da faixa de 35 a 100 MPa indicada pela literatura (Tabela 2). Isso pode ser explicado pela presença de bolhas na mistura da resina com o endurecedor, que atuam como concentradoras de tensão reduzindo as propriedades do material.

Analisando os valores de módulo de cisalhamento obtidos no ensaio de torção para as direções $xz - yz$ (Tabela 6), observa-se que os resultados estão de acordo com o esperado, pois os valores foram inferiores, próximos aos valores das fibras unidirecionais, já que as fibras à 90° , que possuem baixo módulo de cisalhamento ancoram o cisalhamento das fibras à 45° , que possuem planos de cisalhamento de maior módulo.

O suporte às solicitações pelos componentes aeronáuticos se dá pela fibra, portanto a adesão deve ser suficientemente forte para que a transferência dos esforços seja eficiente e retarde os mecanismos de falha. Houve uma boa adesão, pois as propriedades mecânicas obtidas correspondem ao esperado, do contrário a falta de adesão ocasionaria resultados inferiores.

5 CONCLUSÕES

Este estudo apresenta as seguintes conclusões:

- a densidade do compósito é baixa e a rigidez elevada, apresentando uma rigidez específica alta, que é desejada na aeronáutica;
- no coeficiente de Poisson obteve-se algumas divergências, pois três valores deram fora dos demais ensaiados, devido ao erro na leitura da deformação transversal pelo *strain gage*;
- não foi possível calcular os valores de $v_{xz} = v_{yz}$, pois não foi colado extensômetro no corpo de prova do compósito que leria a deformação transversal na sua espessura;
- o material apresentou comportamento frágil, não se deformando plasticamente de forma considerável, o que era esperado, já que a porcentagem em massa de fibra em relação à matriz é muito maior;
- laminados reforçados com tecidos apresentam propriedades à tração inferiores aos laminados unidirecionais, portanto sua principal vantagem é o balanceamento das propriedades;
- o módulo de cisalhamento (G_{xy}) resultou num valor inferior comparado com um compósito de tecido com fibras à $\pm 45^\circ$, e valor próximo de compósitos com fibras unidirecionais;
- os valores do ensaio de tração da resina estão dentro da faixa indicada pela literatura, mas próximos dos valores inferiores, que pode ser explicado pela presença de bolhas na mistura da resina com o endurecedor, devido ao processo manual;
- os valores do módulo de cisalhamento obtidos no ensaio de torção (G_{xz} ou G_{yz}) estão de acordo com o esperado e, próximos dos valores dos compósitos de fibras unidirecionais;
- os resultados demonstram a importância de garantir adesão adequada entre a matriz polimérica e o arranjo de reforço na manufatura do compósito estrutural; e

- as análises feitas permitem compreender os limites de uso deste material em qualquer aplicação. Além disso, a caracterização permitirá futuras simulações numéricas de componentes sujeitos a carregamentos complexos e assim definir, por exemplo, na aviação os pontos que suportarão os maiores esforços mecânicos.

Agradecimentos

Ao Centro Universitário da FEI, à Prof^a Dra. Gigliola Salerno, ao Prof^o. Willian Naville, ao Felipe Mariano Brandão, aos técnicos do Laboratório de Materiais (LabMat-FEI) e ao Prof^o. Dr. Rodrigo Magnabosco pela ajuda no desenvolvimento do trabalho.

REFERÊNCIAS

- 1 SCHWARTZ, M. M. Composite materials handbook. New York; St. Louis: Access Intelligence, 1984.
- 2 CALLISTER, William D. Ciência e engenharia de materiais: uma introdução. 5. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2002.
- 3 LEVY NETO, Flaminio; PARDINI, Luiz Claudio. Compósitos estruturais: ciência e tecnologia. São Paulo, SP: Edgard Blücher, 2006.
- 4 HULL, Derek; CLYNE, T. W. An Introduction to composite materials. 2nd. ed. Cambridge: Cambridge University, 1996.
- 5 CHEN, Haiyan et. al. Effect of dispersion method on tribological properties of carbon nanotube reinforced epoxy resin composites. Polymer Testing. 26, p. 360, 2007.
- 6 SALERNO, G. Damage analysis of composite laminates subject to low-velocity impacts. PhD thesis. Politecnico di Milano. Milano. April 2009.
- 7 BIENIAŚ, J.; DEŹBSKI, H.; SUROWSKA, B.; SADOWSKI, T. Analysis of microstructure damage in carbon/epoxy composites using FEM. Computational Materials Science, vol. 64, p. 168-172, 2012.
- 8 REZENDE, Mirabel Cerqueira; COSTA, Michelle Leali; BOTELHO, Edson Cocchieri. Compósitos estruturais: tecnologia e prática. São Paulo, SP: Artliber, 2011.
- 9 RÖSLER, Joachim; HARDERS, Harald. Mechanical behaviour of engineering materials: metals, ceramics, polymers, and composites. Berlin: Springer, 2007.
- 10 AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS (ASTM). Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. D 3039/3039M, 2008.
- 11 AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS (ASTM). Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics. D 638, 2010.