

Desenvolvimento de um processo de laminação de material compósito com fibra de carbono e matriz de resina epóxi da asa de uma aeronave**Development of a lamination process of composite material with carbon fiber and epoxy resin matrix from the wing of an aircraft**

DOI:10.34115/basrv4n6-038

Recebimento dos originais: 10/10/2020

Aceitação para publicação: 10/11/2020

Alexandre Mendes de Castro

Graduado, Programa de pós-graduação em tecnologia e engenharia de materiais PPGTEM – IFRS

E-mail: alexandre.mcastro@hotmail.com

Vagner Grison

Mestre, Universidade de Caxias do Sul

E-mail: vagrison@gmail.com

Alexandre Luís Gasparin

Doutor, Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, campus Caxias do Sul

E-mail: alexandre.gasparin@caxias.ifrs.edu.br

RESUMO

O trabalho visa desenvolver um método para laminação do bordo de ataque da asa de uma aeronave rádio controlada em material compósito estrutural (fibra de carbono e resina epóxi) em substituição ao empregado atualmente em madeira balsa. Primeiramente, os componentes do material composto foram caracterizados separadamente. Para a resina epóxi foi necessária a fabricação de amostras que foram submetidas a diversos ciclos de cura em diferentes faixas de temperatura. Com base na análise das amostras pelo método da calorimetria exploratória diferencial (DSC), foi possível determinar a sua temperatura de transição vítrea e associar com o grau de reticulação da cadeia polimérica. As resistências mecânicas foram determinadas por meio de ensaio mecânico de tração, tanto para o epóxi quanto para a fibra do tecido. Porém, a resistência mecânica da fibra do tecido foi determinada por meio de ensaio de tração de uma única fibra. A resina e o tecido são de materiais comerciais, porém o processo para laminar o bordo de ataque foi desenvolvido especificamente para dar a forma do perfil do bordo de ataque da asa. Para isso, uma secção do laminado foi desenvolvida em processo de laminação manual, utilizando uma cura em autoclave com pressão e umidade controladas. A avaliação entre o modelo novo fabricado em material compósito e o modelo CAD pôde ser realizada em equipamento de medição tridimensional obtendo uma variação máxima de 10%. O perfil compósito apresentou uma maior rigidez se comparado ao de madeira balsa além de uma ótima qualidade de laminação avaliado visualmente.

Palavras-chave: Material compósito em matriz polimérica, Fibra de carbono, Processo de laminação.

ABSTRACT

The study aims to develop a method for lamination of the wing leading edge of a radio controlled aircraft in structural composite material (carbon fiber and epoxy resin) to replace the one currently used in balsa

wood. Firstly the components of the composite material were characterized separately. For the epoxy resin it was necessary to manufacture samples that were submitted to several curing cycles in different temperature ranges. Based on the analysis of the samples by the differential exploratory calorimetry (DSC) method, it was possible to determine their glass transition temperature and to associate with the degree of crosslinking of the polymeric chain. Mechanical strengths were determined by mechanical tensile testing for both epoxy and fabric fiber. However, the mechanical strength of the fabric fiber was determined by a single fiber tensile test. Resin and fabric are commercial materials, but the leading edge lamination process has been specifically developed to shape the leading edge edge profile. For this, a section of the laminate was developed in a manual lamination process, using an autoclave cure with controlled pressure and humidity. The evaluation between the new composite material model and the CAD model could be performed in three dimensional measuring equipment obtaining a maximum variation of 10%. The composite profile had a higher stiffness compared to balsa wood and a great quality of visually evaluated lamination.

Key words: Polymeric matrix composite material, Carbon fiber, Lamination process.

1 INTRODUÇÃO

Uma classe recente de materiais vem ganhando mais espaço e aplicações na área de desenvolvimento de produtos, são os chamados “materiais compósitos”. Os materiais compósitos são obtidos da combinação de outros materiais existentes em separado⁽¹⁾. Existem materiais compósitos naturais, como a madeira e existem os materiais combinados, como o concreto. Acrescentam-se ainda os materiais compósitos de alto desempenho. Dentre os custos envolvidos para a manufatura desses compósitos, cerca de 50% a 60% estão relacionados aos seus processos de fabricação⁽²⁾, que são o foco de estudo deste trabalho.

Esses compósitos de alto desempenho utilizam normalmente uma matriz polimérica combinada com uma fibra de alta resistência mecânica. São assim chamadas devido as suas excelentes propriedades mecânicas comparadas a sua baixa massa específica, entre as principais utilizadas estruturalmente se enquadram as fibras de vidro, de carbono e a de poliamida aromática (Kevlar®)⁽³⁾.

A fibra de carbono apresenta um módulo de elasticidade superior à fibra de vidro e de Kevlar. Um outro aspecto positivo da fibra de carbono é a sua baixa densidade, inferior à fibra de vidro e ao aço, porém a fibra de carbono possui uma baixa ductilidade e uma baixa resistência à compressão se comparada aos outros três materiais⁽³⁾.

A fibra de carbono é utilizada normalmente em aplicações de alto desempenho, sendo produzida a partir de filamentos percussores orgânicos⁽⁴⁾.

Durante o seu processo de fabricação, a fibra de carbono é esticada durante um período de 24 horas a uma temperatura na faixa de 230°C, depois carbonizada a 1.500°C em uma atmosfera inerte, e ainda sofre um processo de grafitação a 3.000°C⁽⁵⁾.

Essas fibras podem se apresentar de diversas formas na matriz, contínuas ou descontínuas, alinhadas em um único sentido ou aleatórias. Tanto a matéria prima para a produção da fibra de carbono quanto a orientação na lâmina afetam significativamente as propriedades do produto final⁽¹⁾.

Uma estrutura laminada é obtida segundo a disposição das camadas e a orientação da camada com relação ao eixo de referência. Essas formas incluem laminados de fibras multidirecionais feitos pelo empilhamento e consolidação de lâminas de fibras, com as fibras em cada lâmina sendo unidirecional ou tecida. Em todas essas formas, o compósito é altamente anisotrópico, com a força, o módulo, a condutividade elétrica e a condutividade térmica sendo muito mais altas na direção da fibra do compósito do que nas outras direções⁽⁶⁾.

Na fabricação de compósito de matriz polimérica de fibras contínuas de carbono, o processo de laminação mais comum envolve o empilhamento de lâminas de fibras de carbono em orientações prescritas de fibras para os diferentes esforços. A orientação da fibra é a mesma para as fibras na mesma lâmina, mas tende a diferir para as fibras em diferentes lâminas. A escolha das orientações da fibra permite a adaptação das propriedades mecânicas compostas, conforme exigido por aplicações específicas. A configuração das lâminas afeta muito as propriedades mecânicas (resistência à tração, módulo, tenacidade e outras.) do compósito⁽⁷⁾.

Para aplicações estruturais de alto desempenho, os laminados envolvem fibras não tecidas. Dessa forma, as fibras são unidirecionais em cada lâmina, e as direções da fibra em diferentes lâminas podem não ser iguais. Por ter um número de diferentes direções de fibra para diferentes lâminas, o compósito global exibe propriedades mecânicas adequadas em várias direções no plano do laminado. Por meio da seleção adequada dessas direções, as propriedades mecânicas podem aproximar-se da isotropia no plano do laminado. No entanto, as propriedades mecânicas são pobres na direção perpendicular a este plano, devido ao elo fraco interlaminar. A fração de volume de fibra em um laminado é preferencialmente alta, uma vez que as fibras são componentes de suporte de carga. Assim, a fração de volume de fibra é tipicamente de cerca de 60%⁽³⁾.

Embora a geometria unidirecional envolva idealmente que todas as fibras estejam alinhadas e paralelas umas às outras, essas estão sempre levemente onduladas. Devido à anisotropia de uma fibra, a ondulação (conhecida como *marcelling*) não é atraente para o desempenho mecânico do compósito. Entretanto, isso resulta em um grau de contato fibra-fibra tanto na direção do plano quanto na direção da espessura⁽³⁾.

Outro fator a ser considerado quando se trata de aplicações em alto desempenho é a questão da tecelagem da fibra tecido. As fibras de um tecido são necessariamente dobradas, uma vez que a tecelagem implica que as fibras se sobreponham umas sobre as outras. Devido ao fato das propriedades das fibras serem superiores ao longo do eixo longitudinal da fibra, em relação à direção transversal.

Além disso, existem os locais de concentração de tensão, resultantes da flexão causada pela sobreposição das fibras, que afetam negativamente as propriedades do compósito. Portanto, os tecidos normalmente não são usados para compósitos estruturais de alto desempenho (por exemplo, estruturas de aeronaves), que usam folhas de fibras alinhadas. No entanto, os tecidos são usados para aplicações menos exigentes, como componentes de bicicletas⁽³⁾,

Como mencionado anteriormente, a união da fibra na matriz pode ser feita por diversos materiais como metais, polímeros ou cerâmicas⁽²⁾. Em geral, os metais e os polímeros são usados como materiais da matriz, pois é desejável alguma ductilidade⁽¹⁾.

Os compósitos com matriz polimérica de fibra de carbono são excelentes na resistência à fadiga quando comparados aos compósitos com matriz metálica⁽⁸⁾. Sendo que, a resistência à fadiga de uma estrutura composta depende da configuração da fibra. Isso ocorre, porque o comportamento viscoelástico da matriz polimérica afeta a vida à fadiga⁽⁹⁾.

Outro fator que soma a favor da matriz polimérica é a molhabilidade. A energia superficial do reforço deve ser maior que a da matriz para garantir uma boa adesão. Esse fator está presente em matrizes poliméricas do tipo epóxi e poliéster, a menos que a viscosidade da resina seja muito alta, que dificultaria a adesão nessa matriz⁽²⁾.

Em comparação ao poliéster, o epóxi é superior em diversos aspectos, como a adesão melhor às fibras, a menor absorção de umidade, a contração inferior. Enquanto o epóxi contrai cerca de 2% no volume e 0,7% nas dimensões lineares, o poliéster contrai 6% no volume. Sendo assim, a resina epóxi é superior ao poliéster, quanto à estabilidade dimensional, fator importante para aplicações no setor aeronáutico^{(4), (10)}.

Um outro importante aspecto da resina epóxi, é a verificação da sua temperatura máxima de serviço, baseando-se no conhecimento da temperatura de transição vítrea (T_g)^{(6), (11)}.

Durante o processo de cura de uma resina epóxi, a sua T_g aumenta como consequência do aumento da densidade de reticulação. Temperatura e/ou tempo de cura insuficientes resultarão em uma T_g menor em virtude de um menor grau de reticulação da cadeia polimérica⁽¹²⁾.

Outro fator importante que afeta consideravelmente a T_g é a umidade, um teor de umidade elevado pode baixar consideravelmente essa temperatura, devido ao efeito plastificante que a água provoca entre as cadeias poliméricas do epóxi. Por isso, é importante monitorar o processo de laminação, bem como controlar o ambiente de produção^{(3), (13), (14)}.

Para controlar a T_g algumas técnicas de análise podem ser aplicadas, a calorimetria exploratória diferencial (DSC) é uma delas⁽¹⁵⁾. A calorimetria exploratória diferencial é a técnica mais focada na compreensão da cinética de cura e outros parâmetros do processo, uma vez que uma das principais aplicações do DSC é a medição da temperatura de transição vítrea⁽¹⁶⁾.

Uma das técnicas mais antigas e simples de manufatura de componentes é a manual⁽²⁾. Nesse processo as camadas de fibras de reforço em forma unidirecional, tecido, manta, entre outras, são colocadas manualmente sobre a superfície de um molde em orientações predeterminadas. O descolamento da superfície do molde é feito pela aplicação de um produto desmoldante. A resina pré-formulada com agente endurecedor adequado é aplicada sobre cada camada com pincel, espátula ou spray. Camadas de reforço e resina são sucessivamente aplicadas, até formar a espessura total desejada. O laminado geralmente cura à temperatura ambiente, embora o calor possa ser aplicado para acelerar o processo⁽²⁾.⁽⁴⁾ Essa técnica permite apenas o trabalho em moldes abertos, isto é, somente uma das superfícies da peça terá contato com o molde. Essa superfície terá um acabamento tão bom quanto o acabamento da superfície do molde⁽⁴⁾. Neste processo uma fração de vazios (bolhas de ar) de cerca de 15% no volume são usualmente observadas⁽²⁾.

Um melhoramento do processo manual é a moldagem por vácuo, devido a sua maior eficiência na retirada do excesso de resina e das bolhas de ar, diminuindo em cerca de 10% a fração de vazios observados no processo manual⁽²⁾.

Em geral, as várias lâminas podem ter uma variedade de diferentes orientações de fibra, conforme necessário para adequar as propriedades do compósito. Uma configuração de disposição particularmente comum envolve quatro direções de fibra, $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]$, e é conhecida como a configuração quase isotrópica, bidimensional. A fim de evitar o empenamento do laminado (resultante da diferença no coeficiente de expansão térmica, das lâminas com fibras orientadas em direções diferentes), a configuração quase isotrópica com 8 lâminas pode ter quatro lâminas e as quatro lâminas inferiores são imagens espelhadas⁽³⁾.

Um efeito bastante considerado no processo de laminação do compósito é a pressão de cura, um compósito submetido a um processo de cura sob pressão possui uma compactação da fração de fibras por unidade de volume maior, aumentando as suas propriedades mecânicas⁽¹⁷⁾.

A aplicação da pressão de cura pode ser realizada tanto em prensas, quanto em autoclaves e hidroclaves. A moldagem através de prensas apresenta limitações, quanto ao tamanho e à geometria do componente⁽²⁾.

Para aplicações estruturais de grande porte, principalmente na indústria aeronáutica, a moldagem em autoclave atende satisfatoriamente às necessidades⁽²⁾.

No processo de autoclave, um filme polimérico, cuja função é isolar todo o conjunto do ambiente interno da autoclave, permite compactar as camadas por meio de vácuo. Essa manta polimérica também pode ser substituída por outro material não aderente como a borracha⁽²⁾.

Além da relação de pressão, temperatura e disposição das fibras no laminado, a porcentagem de fibra no compósito é de extrema importância. A matriz polimérica possui uma alta tenacidade em

comparação com a fibra de carbono, porém a resistência ao impacto dos compostos contínuos de matriz polimérica de fibra de carbono diminui com o aumento da fração volumétrica de fibra. A temperatura também influencia na resistência ao impacto do compósito, que também diminui com a diminuição da temperatura, devido à redução da tenacidade da matriz do polímero. A fratura envolve principalmente a delaminação de camadas ou da interface fibra/matriz, embora também possam ocorrer rachaduras e fissuras na matriz⁽¹⁸⁾.

O objetivo principal do presente trabalho é determinar um processo de laminação do bordo de ataque de uma aeronave rádio controlada. Por ser de uma geometria complexa, não há um processo único. Um material muito utilizado atualmente tem sido a madeira balsa com revestimento de filme adesivo de vinil. A aplicação da matriz em epóxi com reforço em tecido de fibra de carbono tem a ambição de substituir a lâmina de madeira balsa, utilizada atualmente nesta parte das asas, devido a sua baixa rigidez e resistência mecânica, como apresentado na Figura 1 (deflexão da madeira balsa). O que se espera é uma melhor rigidez e confiabilidade dimensional em relação ao processo atual de colagem de madeira balsa nos perfis da asa. A relação entre rigidez e densidade também será levada em conta, a fidelidade ao perfil aerodinâmico feito em CAD será avaliada através da dispersão dimensional entre os processos atual e proposto.

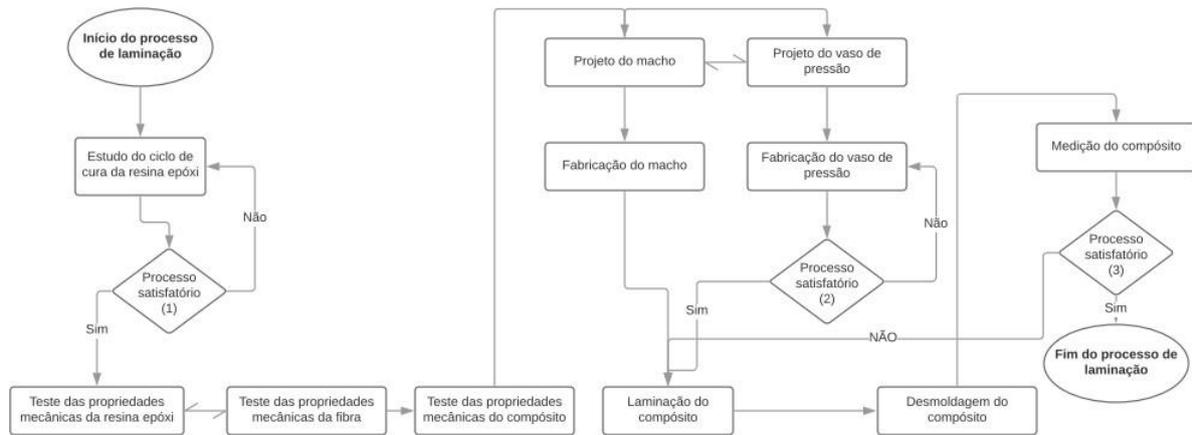
Figura 1. Perfil de madeira balsa submetido a flexão.



2 MATERIAIS E MÉTODOS

Para este estudo foram caracterizados os materiais base do compósito, a fibra de carbono e a resina epóxi. Após essa caracterização dos materiais base foi determinada a técnica de laminação utilizada e os padrões de controle de cada etapa do processo, afim de obter um resultado satisfatório de desempenho estrutural, dimensional e aerodinâmico do bordo de ataque de resina epóxi e fibra de carbono. A Figura 2 apresenta um fluxograma de todo o processo de laminação e suas etapas ao longo do estudo.

Figura 2. Fluxograma dos processos realizados ao longo do estudo.



Os critérios de aprovação deverão estar de acordo com os requisitos de voo da aeronave não tripulada⁽¹⁹⁾. Desse modo, foram criados três parâmetros de controle para o processo ser considerado satisfatório ou não. Com base no fluxograma da Figura 2, algumas etapas do processo necessitam de um parâmetro de controle, que foi realizado com base nos processos satisfatórios 1, 2 e 3 descritos abaixo:

- ✓ Processo satisfatório 1 – ciclo de cura estipulado: da resina epóxi, onde o objetivo foi alcançar uma transição vítrea acima de 80°C, sem bolhas de ar ou porosidade.
- ✓ Processo satisfatório 2 – qualidade o vaso de pressão: esse processo visa detectar possíveis falhas na solda, defeitos de usinagem e vedação do vaso de pressão. Sendo que, se detectadas, ajustes precisarão ser feitos no projeto, afim de alcançar a vedação necessária para a pressão de 10 bar.
- ✓ Processo satisfatório 3 – estabilidade dimensional do perfil: O perfil será medido em um equipamento de medição tridimensional e comparado com o modelo CAD, visando obter o mínimo de variação possível.

2.1 RESINA EPÓXI

A Resina epóxi escolhida foi da marca Huntsman[®], uma das 3 maiores produtoras mundiais de epóxi⁽²⁾, distribuída pelo fornecedor Arasul Produtos Químicos Ltda[®]. A formulação da resina escolhida foi a Araldite LY 5052[®] junto com o endurecedor ARADUR 5052[®], pois é desenvolvida para o seguimento aeronáutico⁽²⁰⁾.

A formulação seguiu as recomendações do fornecedor, como ilustra na Tabela 1. O fabricante, no entanto, estipula diversas faixas de temperaturas de cura. A faixa escolhida corresponde a uma determinada resistência mecânica e temperatura de transição vítrea. As variações das temperaturas de cura e pós cura foram testadas de modo a cumprir com o parâmetro de controle para a T_g.

Tabela 1. Proporção resina/endurecedor⁽²⁰⁾.

Componentes	Partes em peso (g)	Partes em volume (ml)
Araldite LY 5052	100	100
Aradur 5052 CH	38	47

Para a fabricação dos corpos de prova foi utilizada a norma ASTM D638⁽²¹⁾. A matriz foi feita em material descartável termoformada em politereftalato de etileno (PET). Foi aplicada uma cera automotiva marca Grand Prix[®] como desmoldante, a fim de facilitar o processo de retirada das amostras. Na pesagem dos materiais uma balança marca HAUS[®] modelo PA 214P, com capacidade de 210 gramas e precisão de 0,1 mg. Após a pesagem da resina e do endurecedor, ambos foram misturados e submetidos a um processo em vácuo por cerca de 15 minutos para a retirada das bolhas de ar adicionadas durante o processo de homogeneização.

Foram fabricados 5 corpos de prova para ensaio de tração uniaxial. A máquina de ensaios de tração utilizada foi a de modelo DL2000, com capacidade máxima de 20 kN, fabricante EMIC[®], alocada no Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul (IFRS), *campus* Caxias do Sul. A avaliação do grau de reticulação assim como a temperatura de transição vítrea da resina foi feita por meio de análise de DSC, publicado em estudo anterior⁽²²⁾. O objetivo desta etapa foi obter uma T_g acima dos 80°C, com a menor quantidade de vazios (bolhas de ar), causadas pela temperatura elevada do ciclo de cura em estufa.

2.2 FIBRA DE CARBONO

A fibra de carbono foi adquirida da empresa Arasul produtos químicos Ltda[®]. Foi utilizado modelo tecido CCS 200⁽²³⁾. Esse tecido 2 x 2 classificado como tecido diagonal de mesma face possui o mesmo número de fios na direção do urdume, do que da trama⁽²⁾. Porém, para a fabricação do bordo de ataque, devido às forças aerodinâmicas, a disposição das fibras unidirecionais são as mais indicadas como abordado anteriormente no item 1.

A resistência do fio de fibra de carbono foi testada a partir do tecido, através da norma ASTM D2256/D2256M⁽²⁴⁾. Para este ensaio de tração foi utilizada a mesma máquina de ensaios para determinar a resistência mecânica da resina. Um dispositivo pneumático modelo GR024, fabricante EMIC[®], com capacidade de até 20 kN.

2.3 PROJETO DO VASO DE PRESSÃO

A construção de um vaso de pressão se fez necessário visando melhorar as propriedades do compósito⁽¹⁷⁾.

O vaso de pressão foi projetado em aço SAE 1020, a partir de um tubo sem costura para suportar uma pressão de 2 MPa (20 bar). A tampa superior e o flange inferior foram soldados no tubo pelo processo mig mag. O flange é unido na base retificada por meio de parafusos, um anel de vedação fixado no flange mantém constante a pressão no interior do vaso ao longo do processo de cura. Um manômetro foi colocado no projeto para controlar a pressão ao longo de todo o ciclo de cura. A Figura 3 ilustra o vaso de pressão construído para realizar o processo de cura.

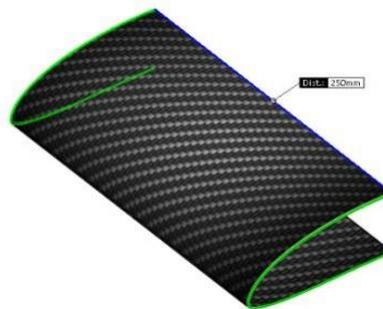
Figura 3. Vazo de pressão.



2.4 LAMINAÇÃO DO BORDO DE ATAQUE

O material compósito foi laminado com 2 camadas de fibra de carbono pelo processo manual, utilizando como base o perfil macho. Para a camada externa foi utilizado um tecido $0^\circ / 90^\circ$ e a camada interna foi utilizado uma fibra unidirecional orientada a 0° no sentido longitudinal. A Figura 4 ilustra o resultado esperado do bordo de ataque após o processo de laminação.

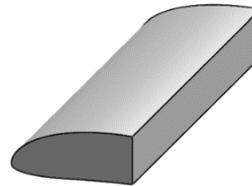
Figura 4. Modelo em CAD do bordo de ataque.



2.4.1 Produção do macho

Para realizar a laminação foi necessário a produção de um macho com o formato idêntico ao perfil da asa escolhido pela equipe Aerosul. Para iniciar a fabricação foi utilizado um software de desenho CAD, o Solidworks®, versão 2014, para gerar a imagem tridimensional do perfil com as devidas medidas. A Figura 5 ilustra o modelo 3D gerado no Solidworks®.

Figura 5. Perfil do macho gerado em CAD.



Para a usinagem do macho foi utilizado um centro de usinagem modelo Skybull 600 da marca Diplomat[®] do Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, *campus* Erechim. O programa foi gerado a partir do desenho em CAD utilizando um software de programação de usinagem o Edgcam[®], versão 2018 R2. Como o perfil do macho era importante se optou em produzir a peça com um ciclo de interpolação no perfil e o seu topo posicionado ao longo do eixo Z da máquina. Devido às limitações das ferramentas, o perfil precisou ser produzido em 4 partes, o material escolhido para a produção do macho foi a poliamida 6, por ser um termoplástico de engenharia.

Finalizado o processo de fabricação das peças, elas passaram por um processo de rebarbação e colagem. Essa etapa foi necessária para se obter uma peça única e com comprimento suficiente para a laminação do bordo de ataque. Após a colagem, o perfil passou por uma sequência de lixas (tamanho 120 e 180) para eliminar os defeitos mais grosseiros do processo de usinagem. Finalizado o processo lixamento, uma camada de massa plástica do fabricante Maxi Rubber[®] foi aplicada na peça, afim de se obter uma superfície com menor rugosidade e serem eliminadas as emendas causadas pela colagem das peças. A proporção de massa e catalizador seguiu as recomendações do fabricante assim como o seu tempo de cura.

Com a cura da massa plástica finalizada, a peça passou novamente por um processo de lixamento (tamanho 120, 180, 220 e 600 grãos/cm²) em meio líquido, e, por fim, uma base de tinta (*primer*) foi aplicada na peça para se obter uma superfície polida, afim de facilitar o processo de desmoldagem.

A Figura 6 ilustra a sequência de fabricação, da esquerda para direita, peças usinadas, peças coladas (peça única), peça após o processo de aplicação da massa plástica e lixamento, peça com fundo de primer.

Após a aplicação do primer, uma camada de desmoldante foi aplicada sobre o macho para facilitar a extração do molde, para este fim foi utilizada a cera automotiva marca Grand Prix[®], após 10 minutos de aplicação da cera no macho, com o auxílio de uma flanela, o macho foi polido para retirada do excesso de cera.

Figura 6. Sequência de produção do macho.



2.4.2 Processo de laminação

A fibra unidirecional foi escolhida por apresentar uma maior resistência mecânica e não apresentar o efeito ondulatório característico da fibra tecido. Na segunda camada optou-se por utilizar o tecido $0^{\circ}/90^{\circ}$ devido ao fato que o tecido apresenta uma rigidez em ambas as direções, e a fibra unidirecional apresenta uma maior rigidez apenas em uma direção. A camada de fibra de carbono unidirecional ficou disposta na direção longitudinal do bordo de ataque da asa, assim como a trama do tecido $0^{\circ} / 90^{\circ}$.

Utilizando o perfil macho com o desmoldante aplicado, foi utilizado um pincel de 1" para aplicar a resina epóxi, devidamente misturada com o endurecedor nas proporções recomendadas pelo fabricante. O processo de retiradas das bolas de ar por meio de vácuo, conforme descrito no item 2.1, também foi aplicado neste processo.

Após a aplicação da primeira camada de resina epóxi a fibra unidirecional foi posicionada no macho no sentido longitudinal da peça. A fibra tecido foi posicionada logo em seguida, acima da fibra unidirecional e alinhada com a mesma, entre as duas camadas foi aplicada uma camada de resina epóxi, assim como na parte externa do perfil.

O excesso de resina aplicada foi retirado do perfil com o auxílio de um rolete recartilhado, e o perfil laminado foi colocado no vaso de pressão para a realização da cura. A Figura 7 ilustra o perfil laminado antes do processo de cura.

Figura 7. Perfil laminado antes da cura.



O ciclo de cura seguiu o método com relação ao tempo e à temperatura que apresentou os melhores resultados em relação a temperatura de transição vítrea da resina epóxi (23°C e 240 horas). Para o ciclo de cura foi utilizado o vaso de pressão construído, uma pressão de 10 bar da rede pneumática do IFRS *campus* Erechim, uma unidade de conservação na saída da rede pneumática, visando uma melhor qualidade do ar comprimido no que diz respeito a umidade.

Transcorrida as 240 horas, o vaso de pressão foi despressurizado, e o perfil laminado foi posto em uma estufa com o macho para realizar o processo de pós cura em temperatura de 80°C por 4 horas. Após este período a peça foi desmoldada e avaliada visualmente e dimensionalmente.

2.5 AVALIAÇÃO DIMENSIONAL

Para realizar a avaliação dimensional foi utilizada a máquina de medição tridimensional marca Zeiss® juntamente com um software Zeiss Calypso 4.4.06® ambos da Universidade de Caxias do Sul. Foi avaliado a medida do perfil laminado em comparação ao perfil macho. Também foi avaliado o perfil macho em comparação ao perfil em CAD, afim de verificar se a construção do macho foi satisfatória. A Figura 8 ilustra a medição do perfil laminado no equipamento tridimensional de medição.

A partir da medição, o equipamento gerou uma nuvem de pontos nas três coordenadas, com o auxílio da ferramenta curva através de pontos XYZ, disponível no software Solidworks®, versão 2014, foi possível gerar um modelo CAD dos pontos obtidos tanto na medição do perfil laminado quanto no perfil macho e compara-los entre si, verificando seus desvios máximos e mínimos.

Figura 8. Medição do perfil laminado.



3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 CICLO DE CURA DA RESINA EPÓXI

A tabela 2 ilustra as amostras que foram testadas com os devidos ciclos de cura e pós cura⁽²²⁾.

Tabela 2. Ciclo de cura das amostras⁽²²⁾.

Amostras	Tempo de cura [h]	T _g antes do processo de pós cura [°C]	Temperatura de pós cura [°C]	Temperatura de relaxação pós cura [°C]	T _g após o processo de pós cura [°C]
F	24	83	55	92	150
G	96	80	55	99	164
H	168	158	55	101	157
I	240	155	55	104	151
J	240	XX	80	133	92

A amostra J apresentou um ciclo de cura mais adequado para o objetivo do estudo, pois alcançou uma T_g acima dos 80 graus sem apresentar excesso de bolhas de ar no seu interior, o que causaria uma diminuição da resistência mecânica do compósito⁽²²⁾.

3.2 ENSAIO DE TRAÇÃO

3.2.1 Resina epóxi

O grupo escolhido para fabricar as amostras do ensaio de tração foi o grupo J, devido a sua transição vítrea ser superior a temperatura de 80°C, o parâmetro estipulado pela equipe Aerosul devido a aplicação do componente.

Foram fabricadas cinco amostras para o teste, porém uma precisou ser descartada devido a fratura ter ocorrido em uma região não útil estipulada pela norma.

Um teste estatístico Q foi realizado para verificar se havia algum erro grosseiro associado a estes valores. A maior variação se deu entre a amostra 1 e 2 (0,59), porém com 95% de confiabilidade os valores ficaram abaixo do valor crítico para rejeição do teste com 4 amostras (0,829), portanto todos os valores foram aceitos pelo teste. A tensão média da resina obteve valores de 67 MPa, com um desvio padrão de 3,75 MPa, que são valores dentro da faixa de cura da resina em temperatura ambiente⁽²⁰⁾, um alongamento de cerca de 18% foi verificado.

3.2.2 Fibra de carbono

Para o ensaio de tração no fio foram feitas 5 repetições utilizando amostras do tecido retiradas aleatoriamente de diferentes locais.

Como no ensaio da resina, também foi realizado um teste estatístico Q para verificar se algum erro grosseiro estava associado as amostras e deveria ser descartado. Com uma confiabilidade de 95% nenhuma amostra foi descartada. Os valores críticos se deram entre a amostra 1 e 3 (0,36), porém abaixo do valor tabelado para 5 amostras (0,71), sendo assim todas foram aceitas como parte do ensaio. A resistência do urdume alcançou uma média de 113,73 N com um desvio padrão de 11,78 N, um pouco

abaixo da carga mínima estipulada pelo fornecedor $174 \text{ N}^{(23)}$, porém o fornecedor deixa claro que é uma resistência teórica podendo assim ter sofrido alguma alteração durante o processo.

3.2.3 Ensaio de tração do laminado

Para avaliar a resistência mecânica do compósito foi realizado em ensaio de tração em 5 amostras com um tecido orientado a $0/90^\circ$ com 5 camadas de laminado.

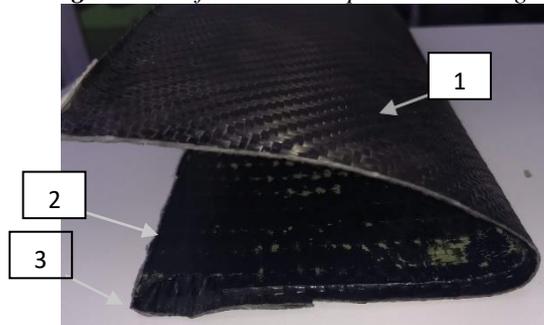
Nesse grupo de amostras, a maior diferença se deu entre a amostra 2 e 3 (0,34), porém utilizando o teste Q com 95% de confiança o valor fica abaixo do valor crítico para rejeição do teste (0,710), portanto todas as amostras foram aceitas como resultado do teste.

A tensão média do laminado foi de 452 MPa com um desvio padrão de 27,7 MPa.

3.3 DESMOLDAGEM

Após o processo de cura e pós cura o perfil laminado foi desmoldado, retirado as sobras laterais de fibra de carbono e avaliado visualmente, a Figura 9 ilustra o perfil após a desmoldagem.

Figura 9. Perfil laminado após a desmoldagem.



Observa-se na Figura 9 as duas camadas de fibra visivelmente alinhadas no sentido longitudinal do bordo de ataque, a fibra unidirecional (detalhe 2) na parte interior da peça e a fibra tecido $0^\circ/90^\circ$ (detalhe 1) na parte exterior.

Alguns pequenos pontos de primer provenientes da adesão do macho no componente foram observados na parte interior da peça, mas nada que influenciasse a desmoldagem, portanto a aplicação da camada de cera automotiva como desmoldante se mostrou bastante satisfatória.

Não foi observado nenhuma separação entre as camadas de fibra unidirecional e tecido, portanto o método de cura com pressão se mostrou bastante eficiente na compactação das fibras no perfil macho.

Uma pequena falta de resina foi observada no perfil interno próximo ao topo da peça (detalhe 3), mas dentro dos valores aceitáveis para laminação manual⁽²⁾.

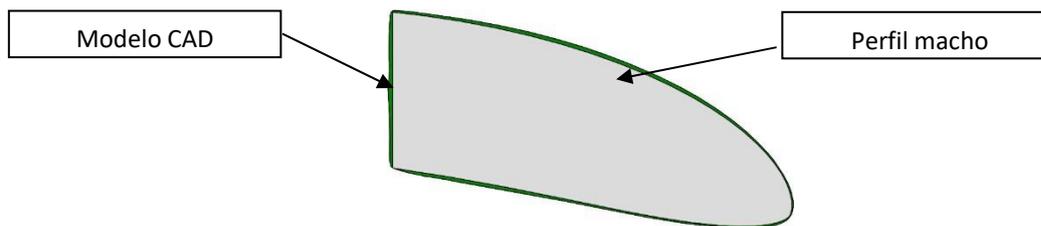
Foi observado uma flexibilidade do componente no sentido transversal, devido à falta de fibra unidirecional neste sentido do componente⁽⁵⁾. Devido ao fato do bordo de ataque ser fixado na estrutura da aeronave, a falta de rigidez no sentido transversal não apresenta maiores problemas, sendo que se necessário uma maior rigidez poderá ser construído um perfil com um maior número de camadas unidirecionais.

3.4 AVALIAÇÃO DIMENSIONAL

3.4.1 Avaliação do perfil macho x perfil cad

Para realizar a comparação entre o perfil macho x perfil CAD foi utilizado o recurso de montagem do software Solidworks®, versão 2014 e posicionado o perfil macho com o perfil CAD 3D, conforme ilustra a Figura 10. Pode-se perceber uma pequena variação dimensional entre o perfil CAD e o macho construído. O maior valor foi verificado no intradorso das peças com 0,95 mm, já o menor valor verificado foi na parte frontal das peças e correspondeu a 0,2 mm. De maneira geral nota-se um aumento em todo o perfil macho, provavelmente devido a aplicação de massa plástica e as camadas de primer, visando melhorar o acabamento do macho. Esta variação dimensional poderá ser diminuída se um processo de fabricação de uma peça única em metal for utilizado.

Figura 10. Modelo CAD x perfil macho.

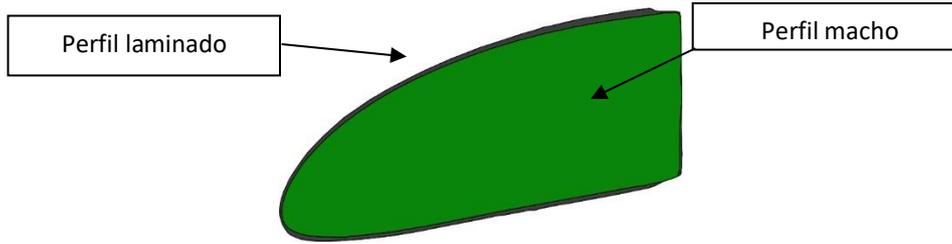


3.4.2 Avaliação do perfil macho x perfil laminado

A mesma técnica de avaliação empregada no item 3.4.1 foi utilizada para avaliar o perfil laminado em comparação com o macho utilizado para realizar a laminação, a Figura 11 ilustra os dois perfis posicionados.

Em comparação, o perfil laminado apresentou uma variação máxima de 1,6 mm no extradorso, a variação mínima foi verificada novamente na parte frontal da asa com um valor de 0,5 mm. Esta variação de 1,6 mm pode ser explicada devido a flexibilidade da asa no sentido transversal, também é necessário considerar que o perfil foi laminado sobre um perfil macho, somando a medida exterior a sua espessura.

Figura 11. Modelo laminado x perfil macho.



4 CONCLUSÃO

A partir desse estudo, pode-se proporcionar uma nova opção de material para a fabricação do bordo de ataque da asa do aeromodelo para a equipe Aerosul. O material compósito em fibra de carbono e resina epóxi além de possuir uma baixa massa específica possui uma alta resistência mecânica, podendo assim substituir a madeira balsa, empregada atualmente na fabricação do bordo de ataque do aeromodelo.

O processo de cura da resina se mostrou bastante eficaz, pois o perfil não apresentou um excesso de porosidade, efeito observado e aceito pela literatura em até 15% no processo manual, quando o processo de cura se dá em temperaturas elevadas. Com isso a qualidade do perfil laminado se mostrou bastante satisfatória.

O processo de laminação utilizando macho, mesmo tendo certas divergências entre a literatura, com a utilização de pressão se mostrou com ótima qualidade, tanto dimensional quando visual. Utilizando um perfil macho, a desmoldagem do perfil laminado se mostrou mais eficiente, assim como a sua laminação. A utilização de um desmoldante no macho também contribuiu para a retirada do perfil laminado.

Por fim, o perfil laminado apresentou uma variação máxima de 6,5%, efeito atribuído a flexibilidade do perfil devido à baixa disposição de fibra no sentido transversal do bordo de ataque. Um projeto de um perfil macho de melhor qualidade pode contribuir para uma diminuição na variação dimensional do perfil laminado em comparação ao modelo CAD proposto pela equipe Aerosul.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente ao Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, aos campi de Caxias do Sul, Farroupilha e Erechim que disponibilizaram os equipamentos e servidores para a realização deste estudo. Agradeço a Universidade de Caxias do Sul e seus funcionários que de forma direta ou indireta se envolveram neste estudo e contribuíram para a sua realização.

Agradeço ao meu orientador Alexandre Gasparin, e ao professor Vagner Grison por me auxiliarem ao longo de todo este trabalho.

Brazilian Applied Science Review

Por fim, agradeço aos meus familiares e em especial a minha esposa Amanda Santos, que me apoiou durante toda a pesquisa.

REFERÊNCIAS

- [1] W. D. J. Callister. *Ciência e Engenharia dos Materiais*, 5°. 2008.
- [2] F. Levy Neto and L. C. Pardini. *Compósitos Estruturais Ciência e tecnologia*, 1°. São Paulo SP, 2006.
- [3] D. D. L. Chung. “Processing-structure-property relationships of continuous carbon fiber polymer-matrix composites,” *Materials Science and Engineering R: Reports*, vol. 113, pp. 1–29, 2017.
- [4] P. de T. Mendonça. *Materiais Compostos e estruturas-sanduiche: Projeto e Análise.*, 1°. Barueri -SP, 2005.
- [5] D. R. Askeland. *Ciência e Engenharia dos Materiais*. São Paulo/SP, 2012.
- [6] M. Kuribara and H. Nagano. “Anisotropic Thermal Diffusivity Measurements in High-Thermal-Conductive Carbon-Fiber-Reinforced Plastic Composites,” *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, vol. 5, no. March, pp. 15–25, 2015.
- [7] Y. Tomita; K. Morioka. “Effect of lay-up sequence on mechanical properties and fracture behaviour of advanced CFRP laminate composite,” *Materials Science and Engineering: A*, vol. 234–236, pp. 778–781, 1997.
- [8] R. Aleksí. “in Carbon-Fiber Epoxy Matrix Composite Laminates,” *Strength of Materials*, vol. 35, no. 5, pp. 500–507, 2003.
- [9] P. N. B. Reis; J. A. M. Ferreira; J. D. M. Costa; M. O. W. Richardson. “Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading,” *Composites Science and Technology*, vol. 69, no. 2, pp. 154–160, 2009.
- [10] J. M. F. De Paiva; S. Mayer; G. M. Cândido; M. C. Rezende. “Avaliação da temperatura de transição vítrea de compósitos poliméricos reparados de uso aeronáutico,” *Polímeros*, vol. 16, no. 1, pp. 79–87, 2006.
- [11] B. S. Hayes; E. N. Gilbert; J. C. Seferis. “Scaling complications of dual temperature cure resin prepreg systems in airplane part manufacture,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 31, no. 7, pp. 717–725, 2000.
- [12] F. Fraga; C. Castro-Díaz; E. Rodríguez-Núñez; J. M. Martínez-Ageitos. “Physical aging for an epoxy network diglycidyl ether of bisphenol A/m-xylylenediamine,” *Polymer*, vol. 44, no. 19, pp. 5779–5784, 2003.
- [13] H. S. Choi, K. J. Ahn, J. Nam, and H. J. Chun, “Hygroscopic aspects of epoxy / carbon fiber composite laminates in aircraft environments,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 32, pp. 709–720, 2001.
- [14] Q. Tao; G. Pinter; T. Krivec. “Influence of cooling rate and annealing on the DSC Tg of an epoxy resin,” *Microelectronics Reliability*, vol. 78, pp. 396–400, 2017.
- [15] D. Kersting. “Caracterização de resinas epóxi para compósitos curadas através de irradiação de

micro – ondas,” vol. 16, no. 3, pp. 148–156, 2015.

- [16] N. Sbirrazzuoli; S. Vyazovkin; A. Mititelu; C. Sladic; L. Vincent. “A Study of Epoxy-Amine Cure Kinetics by Combining Isoconversional Analysis with Temperature Modulated DSC and Dynamic Rheometry,” *Macromolecular Chemistry and Physics*, vol. 204, no. 15, pp. 1815–1821, 2003.
- [17] S. Han; D. D. L. Chung. “Mechanical energy dissipation using carbon fiber polymer-matrix structural composites with filler incorporation,” *Journal of Materials Science*, vol. 47, no. 5, pp. 2434–2453, 2012.
- [18] J. M. F. de Paiva; S. Mayer; M. C. Rezende. “Comparison of tensile strength of different carbon fabric reinforced epoxy composites,” *Materials Research*, vol. 9, no. 1, pp. 83–90, 2006.
- [19] A. R. Lucas; S. Schaeffer; F. B. Capitão; L. Meneghel. “Relatório Aerosul - 16º Competição SAE Brasil Aerodesing,” 2014.
- [20] Huntsman, “Araldite ® LY 5052 / Aradur ® 5052 *,” 2007.
- [21] ASTM International, “Standard test method for tensile properties of plastics,” *ASTM International*, vol. 08, pp. 46–58, 2003.
- [22] A. M. Castro; E. Francisquetti; A. L. Gasparin. “Influência da temperatura e tempo de cura na transição vítrea da resina epóxi Influence of temperature and cure time in the glass transition of epoxy resin,” *SCIENTIA CUM INDUSTRIA*, vol. 7, 2019.
- [23] ARALSUL PRODUTOS QUIMICOS LTDA., “Tabela Técnica de Tecidos,” 2008.
- [24] ASTM, “ASTM D2256-Standard Test Method for Tensile Properties of Yarns by the Single-Strand Method,” 2015.