

INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO RIO
GRANDE DO SUL

ALEXANDRE MENDES DE CASTRO

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROCESSO DE LAMINAÇÃO DE MATERIAL
COMPÓSITO COM FIBRA DE CARBONO E MATRIZ DE RESINA EPÓXI DA
ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

CAXIAS DO SUL

2019

ALEXANDRE MENDES DE CASTRO

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROCESSO DE LAMINAÇÃO DE MATERIAL
COMPÓSITO COM FIBRA DE CARBONO E MATRIZ DE RESINA EPÓXI DA
ASA DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Tecnologia e Engenharia de Materiais para obtenção do grau de Mestre Profissional em Tecnologia e Engenharia de Materiais.

Área de Concentração: Tecnologia e Engenharia de Materiais

Linha de Pesquisa: Desenvolvimento de materiais de engenharia

Orientador: Alexandre Luís Gasparin

CAXIAS DO SUL

2019

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, *Campus Caxias do Sul*

62 C355d	<p>Castro, Alexandre Mendes de</p> <p>Desenvolvimento de um processo de laminação de material compósito com fibra de carbono e matriz de resina epóxi da asa de uma aeronave rádio controlada. [manuscrito] / Alexandre Mendes de Castro ; orientador Alexandre Luís Gasparin. -- Caxias do Sul, RS, 2019.</p> <p>61 f.</p> <p>Dissertação (Mestrado profissional em Tecnologia e Engenharia de Materiais) - Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, <i>Campus Caxias do Sul</i>, 2019.</p> <p>1. Engenharia. 2. Engenharia de materiais. 3. Processo de laminação. 4. Fibra de carbono. 5. Material compósito. 6. Aerodesign. I. Gasparin, Alexandre Luís. II. Título.</p> <p style="text-align: right;">CDU 62</p>
-------------	--

Ficha catalográfica elaborada pela bibliotecária Jaçanã Eggres Pando - CRB 10/1936

Dissertação intitulada 'Desenvolvimento de um processo de laminação de material compósito com fibra de carbono e matriz de resina epóxi da asa de uma aeronave rádio controlada', de autoria de 'Alexandre Mendes de Castro', aprovada pela banca examinadora constituída pelos seguintes membros:

Prof. Dr. Daniel Amoretti Gonçalves
'Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul – *campus*
Caxias do Sul'

Prof. Dr. Leandro Luís Corso
'Universidade de Caxias do Sul'

Prof. Dr. Edson Luiz Francisquetti
'Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul – *campus*
Farroupilha'

Prof. Dr. Alexandre Luís Gasparin
'Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul – *campus*
Caxias do Sul'

Prof. 'Douglas Alexandre Simon'
Coordenador do PPG-TEM

Data de aprovação: 09, de dezembro de 2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente ao Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul e ao programa de pós-graduação em tecnologia e engenharia de materiais por proporcionarem a realização desta pós-graduação. Agradeço ao meu orientador, Alexandre Luís Gasparin, por ter me apoiado e me orientado com o seu conhecimento durante todo o programa de mestrado, agradeço a todo o corpo docente, por terem colaborado de alguma forma para a finalização deste estudo, seja nas disciplinas ministradas, seja contribuindo com a pesquisa em assuntos do seu conhecimento.

Agradeço a Universidade de Caxias do Sul pela estrutura e materiais cedidos, firmando um grande projeto de parceria entre o Instituto Federal e a Universidade de Caxias do Sul. Agradeço em especial ao professor Vagner Grison, por ter me proporcionado o tema de estudo da pesquisa e contribuído com o seu conhecimento e da equipe, para o andamento deste trabalho ao longo do programa de mestrado.

Agradeço ao IFRS *campus* Erechim por fornecer toda a sua estrutura de maquinário e equipamentos para a realização de etapas importantes do estudo, aos meus colegas docentes do *campus* por terem contribuído de alguma forma para a conclusão desta etapa.

Por fim, agradeço a toda minha família, em especial a minha esposa Amanda Souza Santos e a minha mãe Iracema Mendes de Castro por terem acreditado no meu potencial, me apoiado, me auxiliado, me escutado, durante todo o andamento do mestrado.

RESUMO

O presente estudo visa desenvolver um processo de laminação em material compósito do bordo de ataque do aeromodelo da Universidade de Caxias do Sul, em substituição ao fabricado atualmente em madeira balsa. Para este fim, foi necessário determinar o ciclo de cura da resina epóxi, tendo como premissas a temperatura de transição vítrea acima de 80 graus Célsius, verificada pelo método da calorimetria exploratória diferencial. As propriedades mecânicas foram determinadas tanto da resina epóxi curada, quanto da fibra de carbono utilizando o ensaio de tração. A laminação do compósito foi realizada utilizando como base um modelo macho de uma secção do bordo de ataque do aeromodelo, fabricado em centro de usinagem. O perfil foi laminado utilizando 2 camadas de fibra de carbono, para a camada interna foi utilizada a fibra unidirecional no sentido longitudinal do modelo e a camada externa foi laminada com um tecido 0° / 90°. O compósito foi submetido ao ciclo de cura e pós cura que apresentou os melhores resultados com relação a resina epóxi, porém foi necessário a construção de um vaso de pressão, visando uma maior compactação das fibras. Por fim, foi realizada uma avaliação dimensional em um equipamento de medição tridimensional, que constatou uma variação máxima de 6,5 % entre o modelo CAD e o perfil laminado, mostrando que o processo de laminação empregado é uma alternativa viável para substituir o material atual, agregando maior rigidez e resistência mecânica.

Palavras-chave: Processo de laminação, Fibra de Carbono, Matriz de resina epóxi, Material compósito, *Aerodesign*.

ABSTRACT

The present study aims to develop a lamination process in composite material of the leading edge of the model aircraft of the University of Caxias do Sul, replacing the one currently made of balsa wood. For this purpose, it was necessary to determine the curing cycle of the epoxy resin, having as assumptions the glass transition temperature above 80 degrees Celsius, verified by the differential exploratory calorimetry method. Mechanical properties were determined from both cured epoxy resin and carbon fiber using the tensile test. The lamination of the composite was performed using as a basis a male model of a section of the leading edge of the model aircraft, manufactured in machining center. The profile was laminated using 2 layers of carbon fiber, for the inner layer the unidirectional fiber was used in the longitudinal direction of the model and the outer layer was laminated with a 0 ° / 90 ° fabric. The composite was submitted to the curing and post curing cycle that presented the best results in relation to epoxy resin, but it was necessary to build a pressure vessel, aiming at a greater fiber compaction. Finally, a dimensional evaluation was performed on a three-dimensional measuring equipment, which found a maximum variation of 6.5% between the CAD model and the laminated profile, showing that the lamination process employed is a viable alternative to replace the current material, adding greater rigidity and mechanical resistance.

Keywords: Lamination process, Carbon fiber, Epoxy resin matrix, Composite material, Aerodesign

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Forças aerodinâmicas no perfil da asa	11
Figura 2 - Bordo de ataque em madeira balsa	12
Figura 3 - Utilização de materiais compósitos	12
Figura 4 - Processo de fabricação da fibra de carbono	14
Figura 5 - Efeito da orientação das fibras na resistência mecânica	15
Figura 6 - Processo de laminação manual com molde aberto	18
Figura 7 - Estrutura laminada	19
Figura 8 - Efeito da ondulação das fibras no tecido	20
Figura 9 - Ampliação de um compósito curado a uma pressão de 0,5 MPa (A) e 2,0 MPa (B)	20
Figura 10 - Projeto do vaso de pressão	56
Figura 11 - Teste de pressão no vaso	56
Figura 12 - Projeto do molde macho	57
Figura 13 - Usinagem dos perfis do molde	57
Figura 14 - Molde macho antes do processo de acabamento	58
Figura 15 - Molde macho após o processo de acabamento	58
Figura 16 - Materiais utilizados na laminação	59
Figura 17 - Laminação da primeira camada de fibra unidirecional	59
Figura 18 - Laminação da segunda camada de fibra tecido	60
Figura 19 - Perfil após o processo de cura	60
Figura 20 - Perfil laminado após o acabamento	61
Figura 21 - Perfil laminado após a desmoldagem	61

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades de diferentes materiais.....	13
--	----

SUMÁRIO

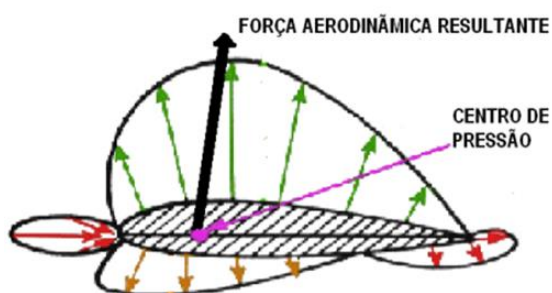
1 INTRODUÇÃO	11
1.1 JUSTIFICATIVA E PROBLEMA	21
1.2 OBJETIVOS	23
1.2.1 Objetivo geral	24
1.2.2 Objetivos específicos.....	24
2 ARTIGO 1: INFLUÊNCIA DA TEMPERATURA E TEMPO DE CURA NA TRANSIÇÃO VÍTREA DA RESINA EPÓXI	25
3 ARTIGO 2: DESENVOLVIMENTO DE UM PROCESSO DE LAMINAÇÃO DE MATERIAL COMPÓSITO COM FIBRA DE CARBONO E MATRIZ DE RESINA EPÓXI DA ASA DE UMA AERONAVE	35
4 CONCLUSÕES	51
4.1 POSSIBILIDADES DE TRABALHOS FUTUROS	53
REFERÊNCIAS.....	54
APÊNDICE A – PROJETO DO VASO DE PRESSÃO	56
APÊNDICE B – PROJETO DO MOLDE PARA LAMINAÇÃO	57
APÊNDICE C – LAMINAÇÃO DO BORDO DE ATAQUE	59

1 INTRODUÇÃO

A competição do *Aerodesign* foi criada nos Estados Unidos em 1986 e praticada no Brasil desde 1999, avalia o conhecimento de engenharia aplicado em uma aeronave cargueira rádio controlada onde participam faculdades e universidades do país inteiro. Atualmente, a equipe Aerosul da Universidade de Caxias do Sul participa dessa competição, que ganhou um *status* a nível nacional bastante elevado, devido à competitividade das equipes participantes (LUCAS et al., 2014). Visando um destaque na competição, a busca por um projeto ótimo é fundamental, e a escolha dos materiais apropriados se faz necessária, contemplando uma resistência mecânica elevada associada a uma baixa massa estrutural.

Um dos componentes críticos da aeronave é a asa, que sofre ação de diversas forças aerodinâmicas durante o voo. Em relação à aerodinâmica da asa, o bordo de ataque é a região mais solicitada, como mostra a Figura 1, (MARÍN MIRA, 2013).

Figura 1 - Forças aerodinâmicas no perfil da asa



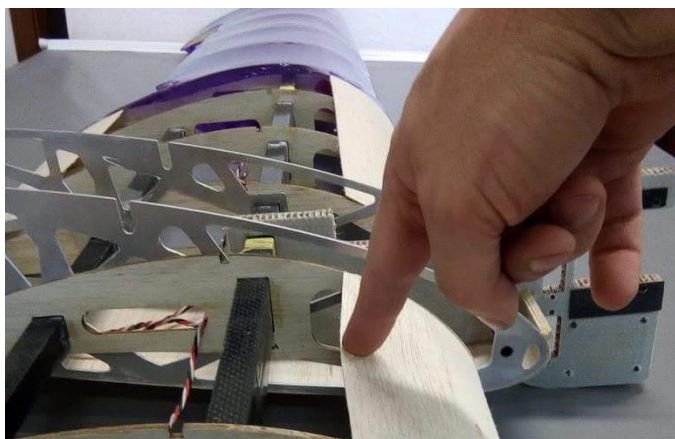
Fonte: Marín Mira (2013)

A equipe Aerosul atualmente utiliza no bordo de ataque a madeira balsa, conforme ilustra a Figura 2. Através dessa figura, pode-se observar a sua baixa rigidez, apesar de possuir uma baixa massa específica. A sua resistência mecânica, cerca de 11 MPa, não o torna um material estruturalmente adequado para o emprego na asa, funcionando apenas como uma cobertura. Tal fato torna necessário o desenvolvimento de um novo material para a aplicação na estrutura de modo a manter o formato da superfície da asa, aliando uma baixa massa específica (LUCAS et al., 2014).

A aplicação dos materiais compósitos, especialmente da fibra de carbono em projetos de engenharia vem crescendo substancialmente. Por se tratar de um material

com excelentes propriedades mecânicas, sua aplicação é necessária em projetos onde a resistência mecânica associada à uma baixa massa são critérios fundamentais (MENDONÇA, 2005).

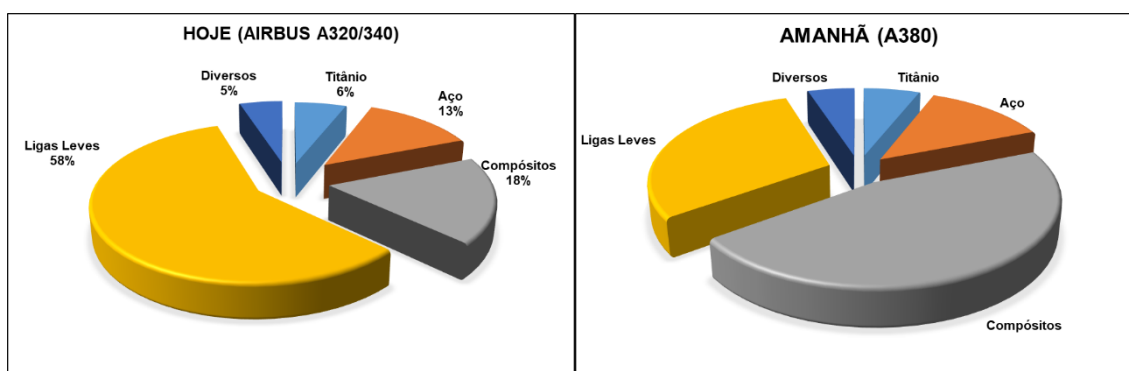
Figura 2 - Bordo de ataque em madeira balsa



Fonte: Autor (2019)

(Gomes; Bento, 2016), ilustram na Figura 3, a evolução dos materiais compósitos na indústria aeronáutica. Percebe-se que o uso destes materiais vem ganhando mais espaço, substituindo outras ligas antes utilizadas.

Figura 3 - Utilização de materiais compósitos



Fonte: Adaptado de Gomes, Bento (2016)

Atualmente, pode-se observar a fibra de carbono sendo empregada em projetos de aviões, automóveis esportivos, barcos, lanchas, óculos de sol, tacos de golfe, raquetes de tênis e até mesmo em bicicletas de competição (MENDONÇA, 2005).

A fibra de carbono possui vantagens com relação aos outros materiais utilizados para a mesma finalidade (fibra de vidro, fibra de kevlar), devido as suas excelentes propriedades mecânicas comparadas a sua baixa massa específica (CHUNG, 2017). As 3 fibras citadas foram comparadas com um material tradicional empregado em larga escala, conforme ilustra a Tabela 1.

Tabela 1 - Propriedades de diferentes materiais

Propriedade	Fibra de carbono (T300)	Fibra de vidro (5-2)	Fibra de Kevlar (49)	Aço carbono
Densidade (g/cm ³)	1,76	2,86	1,45	7,85
Módulo de elasticidade (GPa)	230	86,9	112	190-210
Módulo de elasticidade específico (GPa.cm ³ /g)	131	35,3	77,2	24,2-26,8
Resistência a tração (GPa)	3,53	4,89	3,00	0,276-1,882
Resistência a tração específica (GPa.cm ³ /g)	2,010	1,990	2,070	0,035-0,24
Tensão de deformação (%)	1,5	5,7	2,4	10-32
Resistência a compressão (GPa)	0,87	1,60	/	/
Coefficiente de expansão térmica axial (10 ⁻⁶ /K)	-0,41	2,9	-6	11,0-16,6

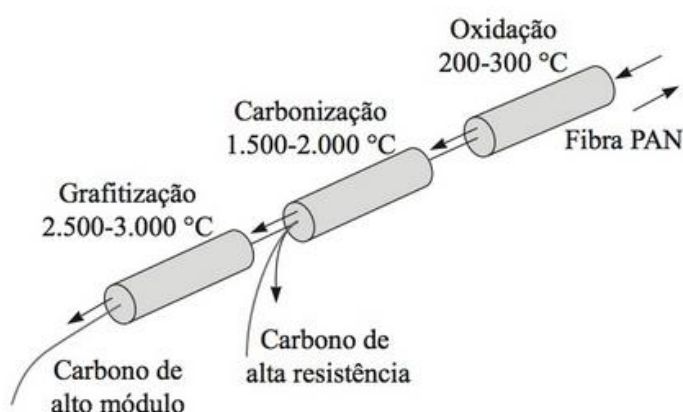
Fonte: Chung (2017)

A terminologia fibra de carbono é usada para distinguir o conteúdo de carbono, mais de 98,8% existente na fibra. Utilizada normalmente em aplicações de alto desempenho, é produzida a partir de filamentos percussores orgânicos. Para isso, três tipos de materiais são usados: fibras de poliácrlonitrile (PAN), de raiom ou fibras Pitch (MENDONÇA, 2005).

A matéria prima é esticada durante um período de 24 horas a uma temperatura na faixa de 230°C, depois carbonizada a 1500°C em uma atmosfera inerte e ainda sofre um processo de grafitização a 3000°C, deste processo saem duas classes diferentes de fibra de carbono, entre 1500°C e 2000°C antes do processo de

grafitização, pode-se obter o carbono de alta resistência, conforme a temperatura aumenta de 1000°C, para 3000°C a resistência à tração diminui, enquanto o módulo de elasticidade aumenta, obtendo-se a fibra de alto módulo, como mostra a Figura 4 (ASKELAND, 2012).

Figura 4 - Processo de fabricação da fibra de carbono



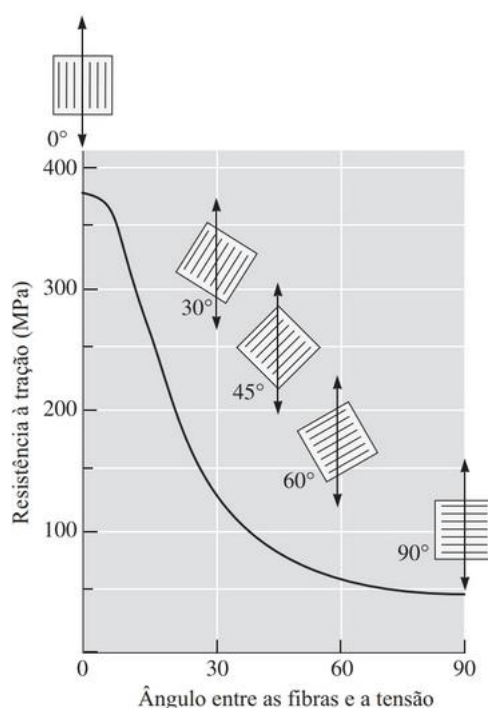
Fonte: Askeland (2012)

As fibras de carbono podem se apresentar de diversas formas na matriz; sendo contínuas ou descontínuas, picotadas em mantas ou na forma de tecidos. As fibras cortadas em pequenos comprimentos de 10 mm ou menos, também chamadas de fibras curtas, são frequentemente usadas no compósito de orientação aleatória. Fibras longas ou contínuas podem ser processadas em mantas ou têxteis. As mantas contêm fibras orientadas aleatoriamente, não-tecidas, aderidas por uma resina polimérica, já os têxteis podem ser tecidos, entrelaçados ou unidos bi ou tridimensionais. Tanto a matéria prima para a produção da fibra de carbono quanto a orientação da fibra na lâmina afetam significativamente as propriedades do produto final (ASKELAND, 2012; CALLISTER, 2008).

Uma das características exclusivas de compósitos reforçados com fibras é que suas propriedades podem ser adaptadas para satisfazerem diferentes tipos de carregamentos. Lâminas podem ser dispostas em várias direções dentro do laminado em arranjos ortogonais (0°/90°), a resistência mecânica elevada é obtida em duas direções perpendiculares, como mostra a Figura 5. Arranjos mais complexos (0°/45°/90°) fornecem reforços em múltiplas direções (ASKELAND, 2012).

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 feitas pelo empilhamento de 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 (KURIBARA; NAGANO, 2015).

Figura 5 - Efeito da orientação das fibras na resistência mecânica



Fonte: Askeland (2012)

Outra parte fundamental do compósito é a matriz. A matriz tem diversas funções entre elas, ligar as fibras umas às outras fazendo uma distribuição uniforme de carregamento, proteger a fibra contra danos superficiais decorrentes da abrasão ou reações químicas com o ambiente, além de dar ao compósito uma certa ductilidade (CALLISTER, 2008).

As matrizes podem ser produzidas dos mais diversos materiais, porém em aplicações de alto desempenho os compósitos com matriz polimérica são as mais

empregadas devido a suas propriedades à temperatura ambiente, da facilidade de fabricação e do seu custo (CALLISTER, 2008).

Entre os polímeros sintéticos, a classificação mais simples se dá em função do ponto de amolecimento. Alguns polímeros podem ser amolecidos, dessa maneira são classificados como termoplásticos, outros não possuem o ponto de amolecimento, então são classificados em termofixos ou termorrígidos (MENDONÇA, 2005).

O epóxi que deriva da família dos polímeros, comumente conhecidos como plásticos, que são materiais sintéticos, geralmente de origem orgânica. O componente básico de um material plástico é uma resina formada por processos conhecidos como reações de polimerização a partir de um produto simples, denominado monômero. Entre os materiais poliméricos mais utilizados em materiais compósitos se destacam as resinas epóxi e poliéster da família dos termofixos (MENDONÇA, 2005).

Particularmente, as resinas do tipo epóxi apresentam boas propriedades mecânicas, resistência química, baixa absorção de umidade, baixa porcentagem de contração e fácil processamento. A resina epóxi apresenta superioridade ao poliéster em diversos aspectos, como a adesão melhor as fibras, a menor absorção de umidade e menor contração. Sendo assim a resina epóxi se torna superior a poliéster para aplicações no setor aeronáutico, tendo ampliado a sua aplicação no processamento de compósitos estruturais (MENDONÇA, 2005; PAIVA et al., 2006).

Resinas epóxis são amplamente usadas em diversas aplicações incluindo revestimentos de superfície, placas de circuito impressas, envasamento de componentes, espumas rígidas e reforços de compósitos com fibras (BARTON, 1985). Em especial o sistema epóxi araldite LY 5052 foi especialmente desenvolvido para atender às seguintes aplicações: construção de aviões (aprovado pela LBA - *Deutschen Luftfahrt-Bundesamt*), veículos terrestres, barcos, equipamentos esportivos e componentes industriais (HUNTSMAN, 2007).

Um outro importante aspecto na aplicação da resina epóxi é a verificação da sua temperatura máxima de serviço, através do conhecimento da sua temperatura de transição vítrea (T_g) (HAYES; GILBERT; SEFERIS, 2000; TOMITA; MORIOKA, 1997).

A temperatura de transição vítrea (T_g) é um comportamento típico dos polímeros semi cristalinos e amorfos onde o material não apresenta uma temperatura de fusão e sim uma mudança de um estado vítreo (rígido e frágil) para um estado

borrachoso (flexível e dúctil) (CALLISTER, 2008). Durante o processo de cura de uma resina epóxi a sua Tg aumenta como consequência do aumento da densidade de reticulação. Temperatura e/ou tempo de cura insuficientes resultarão numa Tg menor, em virtude de um menor grau de reticulação da cadeia polimérica (FRAGA *et al.*, 2003).

Outro fator importante que afeta consideravelmente a Tg 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. Daí a necessidade de se monitorar o processo de laminação, bem como de controlar o ambiente de produção (CHOI *et al.*, 2001; TAO; PINTER; KRIVEC, 2017).

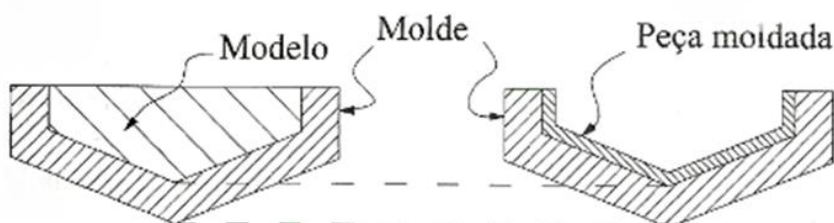
Para caracterizar a Tg algumas técnicas de análise podem ser aplicadas, como calorimetria exploratória diferencial (DSC) (KERSTING, 2015); porém, a análise térmica dinâmico mecânica (DMTA) possui uma certa vantagem em relação as tradicionais por possuir maior sensibilidade. Tratando-se de um compósito, a determinação da Tg pelo método DSC se torna difícil, devido aos vários componentes presentes no material, o método DMTA se torna mais adequado (PAIVA *et al.*, 2006).

Se tratando de compósitos, existe uma série de métodos de fabricação de componentes de materiais compósitos por plásticos termofixos reforçados por fibra, entre eles há duas divisões básicas, processo de conformação molhada que utiliza resina líquida e processo de pré-formados, que utiliza resina parcialmente curada. Cada um dos métodos é adequado sob determinados aspectos, entre eles podem ser citados o custo do processo, escala de produção, dimensão física do componente, volume relativo de fibra, repetibilidade do item. O processo de fabricação molhada pode ser fabricado pelo processo manual, bobinamento, trefilação entre outros (MENDONÇA, 2005).

A técnica manual é a mais antiga e simples de manufatura de componentes. Camadas de fibras de reforço em forma unidirecional, tecido, manta, são colocados manualmente sobre a superfície de um molde, uma resina é aplicada sobre cada camada com pincel, espátula ou spray, as camadas de fibra e resina são sucessivamente aplicadas, até formar a espessura total desejada. O laminado geralmente cura à temperatura ambiente, embora calor pode ser aplicado para acelerar o processo. 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 (MENDONÇA, 2005). A figura 6 ilustra uma peça laminada com molde aberto.

Figura 6 - Processo de laminação manual com molde aberto

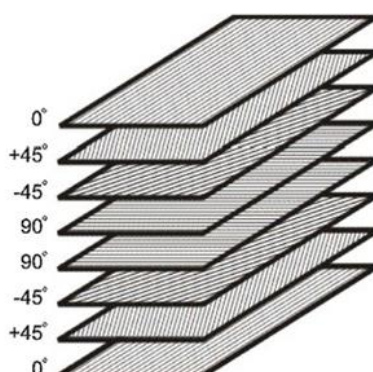


Fonte: Mendonça (2005)

A escolha das orientações de fibra permite a adaptação das propriedades mecânicas compostas, conforme exigido por aplicações específicas. A configuração das lâminas afeta as propriedades mecânicas do compósito (TOMITA; MORIOKA, 1997).

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, isto é, $[0/90/+45/-45]$, e é conhecida como a configuração quase isotrópica, devido à isotropia bidimensional (aproximada) no plano. 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 uma da outra, com o plano do espelho no centro do laminado (CHUNG, 2017). A Figura 7 ilustra a disposições das lâminas formando o laminado.

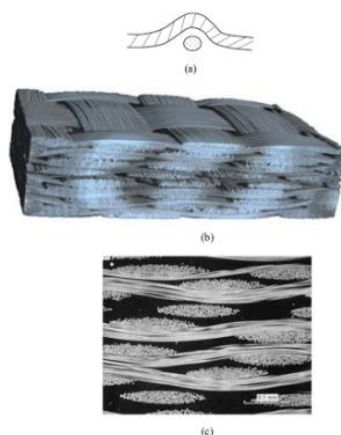
Figura 7 - Estrutura laminada



Fonte: Chung (2017)

Para aplicações estruturais de alto desempenho, os laminados envolvem fibras não tecidas, devido ao fato de que as propriedades das fibras são superiores ao longo do eixo da fibra do que na direção transversal, os locais de concentração de tensão resultantes da flexão causada pela sobreposição das fibras afetam negativamente as propriedades do compósito, conforme ilustra a Figura 8. Portanto, os tecidos normalmente não são usados para compósitos estruturais de alto desempenho, que usam lâminas de fibras alinhadas. 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 aumenta as propriedades mecânicas do compósito, embora uma fração de volume de fibra excessivamente alta faça com que as propriedades mecânicas sejam reduzidas dos valores máximos, devido à ligação inadequada das fibras pela matriz polimérica. No caso de matriz de resina epóxi as propriedades são melhoradas à medida que a fração de volume de fibra é aumentada de 50% para 70%, mas são reduzidas quando o valor ultrapassa 70%. Assim, a fração de volume de fibra é tipicamente de cerca de 60% (CHUNG, 2017).

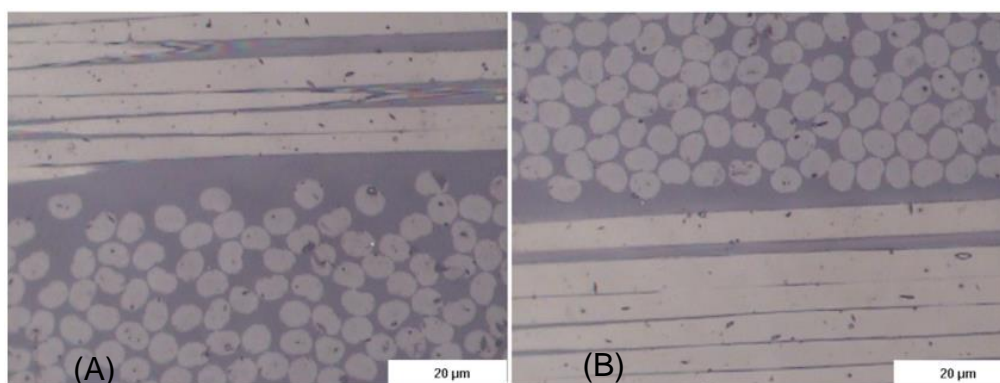
Figura 8 - Efeito da ondulação das fibras no tecido



Fonte: Chung (2017)

Um efeito que deve ser levado em consideração no processo de laminação do compósito é a pressão de cura. A pressão de cura afeta as propriedades mecânicas do compósito devido à maior ou menor compactação do volume das fibras na matriz. A Figura 9 ilustra os efeitos da pressão de cura na compactação das fibras, nela pode-se perceber um compósito curado com uma pressão de 0,5 MPa *versus* um curado com uma pressão de 2,0 MPa (HAN; CHUNG, 2012).

Figura 9 - Ampliação de um compósito curado a uma pressão de 0,5 MPa (A) e 2,0 MPa (B)



Fonte: Han; Chung (2012)

1.1 Justificativa e problema

A competição de Aerodesign praticada no Brasil desde 1999 pelas instituições de ensino de todo o Brasil, busca um projeto ótimo onde uma aeronave deve transportar uma carga de determinada massa durante o voo. A equipe Aerosul da Universidade de Caxias do Sul busca desde o início da sua participação na competição a evolução anual a cada edição, esta evolução não passa somente na questão aerodinâmica, mas também estrutural, nesta questão, o estudo de materiais que agreguem resistência mecânica com baixa massa específica é imprescindível.

Nesta linha, o material compósito em fibra de carbono e matriz de resina epóxi atende com excelência, pois alia uma baixa massa específica com uma elevada resistência mecânica.

Entre os componentes críticos da aeronave rádio controlada se encontra o bordo de ataque. O bordo de ataque é a parte frontal da asa que corresponde a 20% da corda, ele recebe a maior força aerodinâmica relativo ao voo (MARÍN MIRA, 2013). O material utilizado atualmente para fabricação deste componente é a madeira balsa. A madeira balsa é conhecida pela sua baixa massa específica, sendo empregada em diversas estruturas onde este requisito é predominante, porém a madeira balsa tem uma desvantagem, que é sua baixa resistência mecânica (LUCAS et al., 2014). Para a madeira balsa ser utilizada no bordo de ataque, atualmente a equipe utiliza diversos reforços estruturais, estes reforços estruturais têm como sua principal função manter a geometria da asa, com isso a sua aerodinâmica.

O emprego do componente em compósito, além de manter a baixa massa específica, alia uma alta resistência mecânica e rigidez, características necessárias neste componente. Utilizando o bordo de ataque em material compósito é possível utilizar menos reforços estruturais, diminuindo a massa da aeronave. Porém para este emprego, diversos desafios devem ser superados, entre eles podem ser listados os seguintes:

- ✓ O emprego do ciclo de cura correto para o compósito – O desafio é o estudo da temperatura de transição vítrea do compósito, governada pelo polímero termofixo do tipo epóxi (CHUNG, 2017). Este estudo é extremamente importante, pois determinará o tempo e a temperatura de cura do compósito, se haverá a necessidade de uma cura em temperatura elevada. Esta temperatura de transição vítrea foi

determinada pela equipe Aerosul, com base em análises de pista ao longo dos anos de competição. O desafio neste estudo é alcançar uma T_g acima de 80°C, com o menor tempo de cura possível, aliado a uma elevada resistência mecânica.

✓ A construção de um vaso de pressão – Com base no estudo da bibliografia, um compósito obtém uma melhora nas suas propriedades mecânicas quando curado sob pressão, devido à maior compactação das fibras (HAN; CHUNG, 2012). O vaso de pressão foi construído após a realização de um projeto em *software* de CAD. Para a execução do projeto será utilizada a estrutura do IFRS *campus* Erechim (máquinas e equipamentos). Após a laminação do compósito, o mesmo será curado dentro do vaso de pressão, utilizando os parâmetros de tempo e temperatura estudados para a resina epóxi. Para gerar um ambiente de pressão superior a pressão atmosférica, será utilizada a rede de ar comprimido da própria instituição, com capacidade máxima de 10 bar.

✓ Produção de um molde para laminação – Para obter um perfil laminado pelo processo manual é necessário um molde para a realização da laminação, podendo este molde ser fêmea ou macho (MENDONÇA, 2005). Para a construção do molde será utilizado o perfil da asa fornecido pela equipe Aerosul (LUCAS *et al.*, 2014). O perfil será usinado em um centro de usinagem, utilizando o *software* de manufatura Edgecam®, disponível no IFRS *campus* Erechim. O objetivo desta etapa do processo é obter uma peça geometricamente idêntica ao perfil CAD fornecido pela equipe, que servirá de base para a laminação do compósito.

✓ Laminação do bordo de ataque – Para a laminação será utilizada uma secção do perfil do bordo de ataque com 200 mm de comprimento. O comprimento reduzido foi adotado no sentido de obter um controle maior do processo e reduzir os custos do projeto, sendo que o perfil atende aos requisitos dimensionais do projeto, pode ser aplicado futuramente para a envergadura real da asa. Nesta etapa um estudo do sentido de laminação das camadas de fibra de carbono é necessário, para verificar qual a melhor disposição das fibras em virtude do carregamento apresentado e obter a melhor rigidez em relação a orientação das fibras (KURIBARA; NAGANO, 2015).

✓ Avaliação dimensional – Para verificar se o componente laminado atende aos requisitos geométricos, uma avaliação dimensional é necessária, esta avaliação foi realizada no Laboratório de Novas Tecnologias de Produção (LNTP) da

Universidade de Caxias do Sul, com o auxílio da máquina de medições tridimensionais. Com este equipamento é possível obter uma nuvem de pontos de medição, com esta nuvem, gerar por meio de um *software* de desenho CAD um perfil tridimensional, comparar dimensionalmente o perfil laminado com o perfil fornecido pela equipe, verificando possíveis desvios entre o perfil laminado e o perfil fornecido.

O material compósito em fibras contínuas e matriz de resina epóxi atualmente mesmo com inúmeras pesquisas em andamento ainda apresenta diversos desafios, pois atualmente ainda há pouca informação sobre as técnicas de laminação eficientes para certas aplicações, devendo em cada situação avaliar as premissas de projetos e escolher a técnica que melhor se enquadra. São inúmeros os desafios e os ganhos tecnológicos com este trabalho, sendo que obtendo êxito, poderá ser aplicado diretamente no projeto do próximo ano da equipe Aerosul.

1.2 Objetivos

O objetivo principal do estudo é apresentar à equipe Aerosul uma nova opção de material para utilização no bordo de ataque do seu aeromodelo, para esta finalidade foi escolhido o material compósito em fibra de carbono e matriz de resina epóxi, por apresentar uma massa específica similar a madeira balsa, porém com uma resistência mecânica e rigidez muito superior.

Para implementar o material compósito no bordo de ataque primeiramente é necessário estudar o ciclo de cura da resina epóxi utilizada, pois a mesma não pode sofrer uma transição vítrea próxima a temperatura de trabalho do componente, visto que, se isso ocorrer o componente terá a sua resistência mecânica reduzida ou até mudanças na sua geometria, comprometendo a asa da aeronave.

Com o ciclo de cura da resina epóxi determinada, a avaliação da resistência mecânica da fibra e da resina epóxi curada foi realizada, determinando assim o número de camadas e o sentido da laminação. Um molde precisou ser construído para realizar o processo de laminação do bordo de ataque e por fim avaliar os resultados. Com os resultados é possível concluir se o componente satisfaz ou não todas as exigências da equipe, podendo ser empregado na aeronave rádio controlada com segurança.

1.2.1 Objetivo geral

Desenvolver um método de laminação em material compósito (fibra de carbono, resina epóxi) do bordo de ataque da asa do aeromodelo da equipe Aerosul do *aerodesign*.

1.2.2 Objetivos específicos

- ✓ Determinar o ciclo de cura ideal da resina epóxi utilizada na pesquisa, tendo como parâmetro uma transição vítrea acima de 80°C sem porosidade e determinar a sua resistência mecânica;
- ✓ Avaliar a resistência mecânica da fibra de carbono por meio de ensaio de tração;
- ✓ Determinar a pressão de cura para o processo de laminação e fabricar o vaso de pressão;
- ✓ Fabricar o molde para realizar o processo de laminação;
- ✓ Laminar o bordo de ataque;
- ✓ Avaliar o perfil laminado e o molde em equipamento de medição tridimensional;
- ✓ Comparar o perfil laminado com o modelo CAD para verificar a sua variação dimensional;
- ✓ Comparar o perfil laminado com o molde para verificar se houve contração no perfil durante a laminação.

2 ARTIGO 1: INFLUÊNCIA DA TEMPERATURA E TEMPO DE CURA NA TRANSIÇÃO VÍTREA DA RESINA EPÓXI

2.1 Nome da Revista: Scientia Cum Industria (Universidade de Caxias do Sul)

2.2 Classificação: B5 (Engenharias II; Periódicos quadriênio 2013 - 2016)

2.3 ISSN : 2318-5279

2.4 Apresentação da Revista: Scientia Cum Industria é uma revista de acesso aberto interdisciplinar e internacional dedicada à pesquisa aplicada. A revista Scientia cum Industria publica artigos de revisão, trabalhos técnico-científicos e cartas ao editor nos campos de ciência e engenharia.

2.5 Foco e Escopo: A revista Scientia Cum Industria publica artigos científicos, teóricos, experimentais e de revisão em português, inglês e espanhol, sobre temas variados na área de engenharia e tecnologias, tendo como público alvo pesquisadores, estudantes em todos os níveis, da graduação a pós-graduação e profissionais de diversas áreas afins. Os artigos são submetidos a um processo de avaliação por pares a cega e apoiados por um Corpo Editorial.

Influência da temperatura e tempo de cura na transição vítrea da resina epóxi

Alexandre Mendes Castro*, Edson Francisquetti†, Alexandre Luís Gasparin††

Resumo

O presente estudo determinou a temperatura de transição vítrea (T_g) de uma resina epóxi utilizada como matriz de material compósito com tecido de fibra de carbono. Foram utilizados dois métodos distintos de cura, com o objetivo de obter uma T_g mínima e uma cura sem bolhas ou vazios internos. A aplicação dessa resina será como matriz de um compósito laminado de fibra de carbono. Para tal dois métodos de cura foram propostos, o método A e B. O método A consistiu em curar a resina em estufa com uma temperatura de cura e pós-cura mais elevadas, porém por um tempo menor do que o método B. O método A resultou em temperaturas de transição vítrea em três das cinco amostras acima dos 100°C; porém, houveram defeitos internos nas amostras no momento da cura em temperatura elevada. O método B consistiu em curar 4 amostras em temperatura mais baixa (na faixa dos 23 °C), por um período de tempo maior (24, 96, 168, 240 h). Após esse processo, submeteu-se a uma pós-cura em estufa com uma temperatura mais elevada (55 °C ou 80 °C) por 4 horas, e avaliou-se a sua T_g antes e depois do processo de pós-cura. O método B obteve todas as amostras livres de defeitos tanto no processo de cura quanto no processo de pós-cura, e apresentou uma amostra com T_g logo acima dos 90 °C após o processo de pós-cura. A aplicação do material compósito em estrutura aeronáutica será submetida a temperaturas de no máximo 80 °C. O método B foi escolhido por satisfazer os critérios de isenção de defeitos internos e uma T_g acima dos 80 °C.

Palavras-chave

Temperatura de transição vítrea, DSC, Compósito de matriz epóxi, Processo de fabricação de material compósito, Cura de resina epóxi.

Influence of temperature and cure time in the glass transition of epoxy resin

Abstract

The present study aims to determine the glass transition temperature (T_g) of an epoxy resin used as composite matrix with carbon fiber fabric, according to two different curing methods, in order to obtain a minimum T_g and one cure without bubbles or internal vacuum. The application of this resin will be as matrix of a carbon fiber laminate composite. For these two cure methods, the method A and method B were proposed. The method A consisted in curing the resin in a furnace with higher cure temperature and post-cure, but for a shorter time than method B. The method A resulted in glass transition temperatures in three of the five samples above 100 °C; however, there were internal defects in the samples at the time of curing with elevated temperature. The method B consisted of curing 4 samples at a lower temperature (about 23°C) for a longer time (24, 96, 168, 240 h). After this process, it was subjected to a cure in a post-cure oven with higher temperature (55°C or 80°C) for 4 hours and its T_g was evaluated before and after the post-cure process. The Method B obtained all samples free from defects in the curing process and in the post-cure process, and presented a sample with T_g above 90 °C after the post-cure process. The application of the composite material in aeronautical structure will be submitted to temperatures of maximum 80 °C. The method B was chosen because it met the criteria for exemption from internal defects and a T_g above 80 °C.

Keywords

Glass transition temperature, DSC, Epoxy matrix composite, Composite material manufacturing process, Epoxy resin curing.

I. INTRODUÇÃO

Cada vez mais o desenvolvimento de novos materiais, processos e aplicação em determinadas situações é um fator limitante para o avanço tecnológico em determinadas áreas. Entre essas áreas está a indústria aeronáutica que desde a

década de 70 investe fortemente no desenvolvimento de novos materiais. Isso porque, trata-se de um meio de transporte com alto grau de responsabilidade e com uma exigência de altos níveis de segurança e de desempenho estrutural. A seleção do material, assim como o método de fabricação de aeronaves depende do processo, da geometria e principalmente da função

*Programa de Pós-Graduação Stricto Sensu em Tecnologia e Engenharia de Materiais – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul; † Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul - Campus Farroupilha; †† Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul - Campus Caxias do Sul.

E-mails: alexandre.mcastro@hotmail.com, edson.francisquetti@farroupilha.ifrs.edu.br, alexandre.gasparin@caxias.ifrs.edu.br

estrutural, essa está associada aos mais variados níveis de carregamento [1].

Com o objetivo de substituir os tradicionais materiais metálicos na indústria aeronáutica e aeroespacial, os materiais compósitos permitem que seu emprego seja em grande escala. A combinação que eles proporcionam é uma baixa massa específica associada com altos valores de resistência mecânica e rigidez torna seu uso apropriado para o setor [2].

Os compósitos são produzidos quando dois ou mais materiais (ou fases) são utilizados juntos para resultar em uma combinação de propriedades que não podem ser obtidas com os materiais ou fases isoladamente. Os compósitos apresentam propriedades superiores às dos seus componentes quando analisados em separado, isto é, atuam em sinergia [3], [4].

Muitos materiais compósitos são formados por apenas duas fases; uma é chamada de matriz, que é contínua e envolve a outra fase, chamada frequentemente de fase dispersa [4].

Os materiais compósitos com matriz polimérica consistem em uma resina como a fase matriz e fibras como meio de reforço. Esses materiais são usados na mais ampla diversidade de aplicações dos compósitos, bem como nas maiores quantidades, em vista de suas propriedades à temperatura ambiente, de sua facilidade de fabricação e de seu custo [4].

Os polímeros que derivam de plantas e animais têm sido usados por muitos séculos, esses materiais incluem a madeira, a borracha, o algodão, a lã, o couro e a seda. Outros polímeros naturais, como as proteínas, as enzimas, os amidos e a celulose, são importantes em processos biológicos e fisiológicos, nas plantas e nos animais [4].

Já os polímeros sintéticos podem ser produzidos de maneira barata, e as suas propriedades podem ser administradas num nível em que muitas delas são superiores às suas contrapartes naturais [4].

Entre os polímeros sintéticos a classificação mais simples se dá em função do ponto de amolecimento. Alguns polímeros podem ser amolecidos, dessa maneira são classificados como termoplásticos e, outros não possuem o ponto de amolecimento, então são classificados em termofixos ou termorrígidos [5]. Entre os termorrígidos se encontra o epóxi.

Particularmente, as resinas do tipo epóxi apresentam boas propriedades mecânicas, resistência química, baixa absorção de umidade, baixa porcentagem de contração e fácil processamento. As propriedades adequadas desse tipo de resina para o setor aeronáutico têm ampliado a sua aplicação no processamento de compósitos estruturais [6].

Resinas epóxis são amplamente usadas em diversas aplicações incluindo revestimentos de superfície, placas de circuito impressas, o envasamento de componentes, espumas rígidas e reforços de compósitos com fibras [5], [7]. Em especial o sistema epóxi, marca Araldite® código LY 5052, foi especialmente desenvolvido para atender às seguintes aplicações na construção de aviões (aprovado pela LBA - Deutschen Luftfahrt-Bundesamt), veículos, barcos, equipamentos esportivos e componentes industriais [8].

As reações de cura da resina epóxi envolvem a abertura do anel epóxido seguido por reação de homopolimerização com mais epóxido, ou reação com outras espécies para formar produtos de adição. Entre os agentes de cura de maior

importância tecnológica estão os anidridos de ácido policarboxílico, poliaminas e catalisadores aniônicos ou catiônicos [7].

Um importante aspecto da resina epóxi além das suas propriedades mecânicas (tração, compressão, cisalhamento, entre outras), é a verificação da sua temperatura máxima de serviço, baseando-se no conhecimento da temperatura de transição vítrea [9], [10].

A temperatura de transição vítrea é um comportamento típico dos polímeros semicristalinos e amorfos onde o material não apresenta uma temperatura de fusão e sim uma mudança de um estado vítreo (rígido e frágil) para um estado borrachoso (flexível e dúctil) [4].

Durante o processo o grau de cura e a taxa de reação afeta fortemente o processamento e as propriedades físicas das resinas epóxi curadas [11]. A sua T_g aumenta como consequência do aumento da densidade de reticulação. Temperatura e/ou tempo de cura insuficiente resultarão em uma T_g menor em virtude de um menor grau de reticulação da cadeia polimérica [7], [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. É por isso que é importante monitorar o processo de cura, bem como controlar o ambiente de produção [13], [14] e [15].

Para controlar a T_g algumas técnicas de análise podem ser aplicadas, como calorimetria exploratória diferencial (DSC), TMA, entre outras [16]. A calorimetria exploratória diferencial (DSC) é a técnica mais útil na compreensão da cinética de cura e parâmetros do processo [17] sendo que uma das principais aplicações do DSC é a medição da temperatura de transição vítrea [18].

No método de análise DSC, a amostra é colocada na célula DSC em temperatura ambiente e a temperatura é então aumentada a uma velocidade controlada para a temperatura desejada. Pequenas amostras são usadas para garantir que a temperatura da amostra permaneça próximo do valor requerido. A linha de base é geralmente tomada como uma assíntota do sinal de estado estacionário final, até o ponto de interseção com a curva, tomado como o tempo inicial da reação [7]. Para polímeros totalmente curados, uma inflexão endotérmica na curva obtida por varredura a uma determinada taxa de aquecimento, pode caracterizar a transição vítrea [19]. A Figura 1 ilustra uma representação do fluxo de calor em um experimento de DSC no modo isotérmico para uma reação exotérmica.

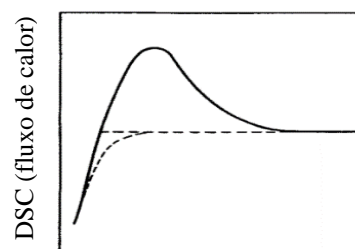


Fig. 1: Representação do fluxo de calor DSC no modo isotérmico [7].

Na ausência de reações endotérmicas ou exotérmicas, o fluxo de calor de saída do DSC é proporcional à capacidade de calor da amostra, e a T_g pode ser determinada da descontinuidade característica na capacidade de calor [7].

Devido às relaxações estruturais decorrentes do processo de envelhecimento físico, isto é, condições de temperatura e tempo, a entalpia do sistema amorfo diminui e consequentemente a variação de entalpia relacionada com o processo de relaxação aumenta [20].

A relação entre a relaxação de entalpia às mudanças nas propriedades mecânicas da estrutura do epóxi, é uma consequência do envelhecimento em temperaturas abaixo da T_g . Desta forma, é atribuído o pico endotérmico, nas amostras analisadas, à separação de fase entre regiões de alta e baixa densidades de reticulação. A posição e intensidade do pico endotérmico dependem das condições de envelhecimento. A extensão dos processos de relaxação entálpica em resinas parcialmente curadas depende do grau de conversão e, subsequentemente, da densidade de reticulação da matriz polimérica [21][22].

A determinação dos tempos de cura fora e dentro do forno, juntamente com as análises dos termogramas do DSC para a formação de uma matriz de epóxi livre de defeitos e com T_g acima dos 80 °C, requisito de projetos de estrutura de fuselagem de aeronave são o foco do trabalho.

Os procedimentos experimentais propostos neste trabalho visam identificar a influência da temperatura e tempo de cura e pós-cura na transição vítrea, visto que é um fator determinante nas propriedades mecânicas do polímero e compósitos que utilizem esta resina. Devido ao fato da qualidade das peças influenciarem diretamente nas propriedades mecânicas. Foram propostos dois métodos (A e B) de produção das amostras objetivando alcançar uma T_g superior a 80 °C e uma melhor qualidade das amostras. Com isso, um método adequado à cura do epóxi deverá ser apresentado no final.

II. MATERIAIS E MÉTODOS

O presente capítulo descreve todos os materiais e métodos utilizados ao longo deste estudo.

II.1 Material utilizado

A Resina epóxi escolhida foi da marca Araldite® código LY5052, fabricado pela Huntsman®, uma das 3 maiores produtoras mundiais de epóxi [23], e distribuída pelo fornecedor Arasul produtos químicos Ltda®.

Para a realização das análises foram feitos 5 ciclos de cura diferentes com 5 amostras em cada ciclo.

II.2 Produção das amostras método A

Todas as amostras foram preparadas seguindo as recomendações do fabricante quanto à proporção de resina e endurecedor, conforme a Tabela 1.

Tabela 1: Proporção resina/endurecedor [23].

Componentes	Partes em peso		Partes em volume	
	[g]		[ml]	
Araldite				
LY5052	100		100	
Aradur 5052CH	38		47	

As proporções de resina e endurecedor foram pesadas utilizando uma balança de precisão marca Ohaus Explorer® modelo EX224/AD. A Figura 2A ilustra a pesagem da resina epóxi e a Figura 2B, a pesagem do endurecedor.

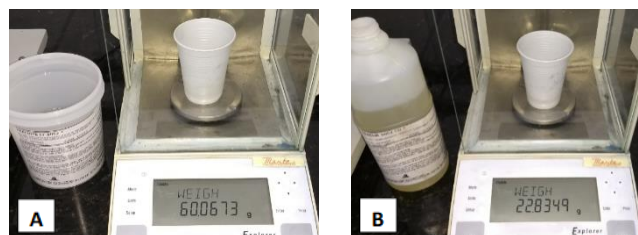


Fig. 2: Pesagem da resina e endurecedor.

Após a pesagem, resina e endurecedor foram misturados e submetidos a um processo a vácuo para a retirada das bolhas de ar presentes na mistura durante a homogeneização. Este período foi de aproximadamente 15 minutos à temperatura de laboratório (23,5°C) e umidade controlada (60%) utilizando uma bomba de vácuo marca New Pump®, vácuo máximo de 35,5kPa, potência de 186W, e um dessecador a vácuo.

O vácuo empregado para retirada das bolhas de ar foi de 25kPa. A Figura 3 mostra o processo de extração das bolhas de ar nas amostras. Da direita para a esquerda: a amostra 1 sem o processo de vácuo, com muitas bolhas; a amostra 2 com 5 minutos de vácuo; a amostra 3 com 10 minutos de vácuo; a amostra 4 com 12 minutos de vácuo e a amostra 5 com 15 minutos de vácuo, sem bolhas.



Fig. 3: Processo de extração das bolhas das amostras.

A mistura resina e endurecedor foi vazada em moldes para testes de tração e impacto, seguindo as dimensões determinadas pela norma ASTM D638 [24]. Os corpos de prova foram submetidos a ensaios mecânicos para avaliar a resistência da resina em outro estudo, sendo que neste apenas a T_g foi avaliada.

O molde foi confeccionado em polietileno tereftalato (PET), pela técnica de termoformagem. Utilizou-se um modelo

(macho) com as medidas determinadas pela norma para servir de padrão para a matriz. A Figura 4 mostra a matriz de PET após o processo de termoformagem.



Fig. 4: Matriz dos corpos de prova.

Antes de vazarem a mistura na matriz foi necessário aplicar um desmoldante para facilitar a retirada das amostras da matriz [5], para esta finalidade, foi utilizada uma cera automotiva marca Grand Prix®. Após aplicar o desmoldante, a mistura foi vazada na matriz e posta em forno com temperatura controlada para iniciar o processo de cura.

Foram feitos 5 ciclos de cura diferentes, para verificar a influência da temperatura no processo de reticulação da amostra, o que se espera é que o aumento da temperatura de cura gere uma mobilidade maior das cadeias poliméricas, este fator aumenta a quantidade de ligações cruzadas geradas entre as moléculas adjacentes da cadeia polimérica [4]. Uma vez que as ligações cruzadas impedem o movimento de vibração e rotação das moléculas mesmo em temperaturas elevadas, um aumento na T_g é esperado. A Tabela 2 mostra as temperaturas de cura e pós-cura das amostras e os devidos tempos.

Tabela 2: Ciclos de cura das amostras método A.

Amostras	Tempo de cura [h]	Temperatura de cura [°C]	Tempo de pós cura [h]	Temperatura de Pós Cura [°C]
A	4	40	15	50
B	4	50	15	60
C	4	60	15	80
D*	4	60	15	80
E	Temperatura de laboratório (23,5°C)			

* Processo de cura a vácuo

O processo de cura e pós-cura foi realizado em uma estufa (com exceção da amostra “E” que foi curada em laboratório com temperatura de 23,5°C). Após o processo de cura e pós-cura as amostras foram retiradas da estufa, desmoldadas e preparadas para análise.

II.2.1 Produção das amostras grupo D

Com o objetivo de eliminar defeitos do processo, o grupo de amostras D foi submetido ao mesmo ciclo de cura das amostras do grupo C, porém em um ambiente a vácuo.

Para a realização deste experimento, após a retirada das bolhas de ar da mistura resina e endurecedor a mesma foi vazada no molde e colocado em um dessecador a vácuo dentro do forno. A ideia com esse teste foi de eliminar as bolhas de ar que surgissem durante o ciclo de cura.

II.2.2 Análise de dados DSC método A

Para análise de DSC foram utilizados os corpos de prova ilustrados na Tabela 2 acima, com seus respectivos ciclos de cura. Cada corpo de prova foi desmoldado e limpo superficialmente com dimetilcetona, para retirar qualquer resíduo do desmoldante da amostra e evitar fatores externos influenciarem na análise do equipamento.

Os corpos de prova foram quebrados e uma amostra da parte central foi retirada, para evitar contaminação da amostra. A

figura 5 ilustra a posição central onde foi retirada a amostra para realização da análise.

Todo o manuseio da amostra foi feito com o auxílio de uma pinça. Após a pesagem, a amostra foi armazenada em um cadinho de alumínio próprio para análise DSC. Este cadinho foi tampado, prensado e colocado no equipamento.

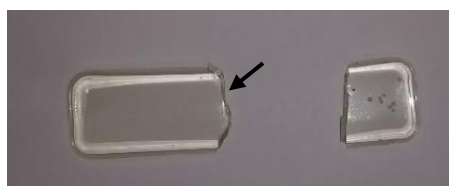


Fig. 5: Posição de retirada da amostra do corpo de provas.

O equipamento utilizado para realização da análise foi o modelo DSC 6000 da empresa Perkin Elmer®. O processo se iniciou com uma curva isotérmica por 1 minuto com temperatura de 30°C, seguido de um aquecimento dinâmico a uma taxa de 50°C/minuto até uma temperatura de 180°C, em atmosfera inerte de nitrogênio (99,999%). Durante este aquecimento em uma determinada faixa de temperatura, a amostra absorve uma maior quantidade de calor, gerando um pico e alterando a linearidade da curva; neste ponto, ocorre a transição vítrea do polímero, podendo esta temperatura ser localizada no gráfico e ser determinada.

II.3 Método de Cura Alternativo

O método de cura alternativo proposto consistiu em curar a resina por um determinado tempo em temperatura e condições de laboratório (23°C) e, na sequência a um processo de pós-cura em estufa, a fim de alcançar uma T_g acima dos 80 °C, com uma amostra isenta de defeitos.

Salienta-se que os materiais utilizados para produção das amostras do método B foram os mesmos utilizados no método A, conforme descritos no subitem II.1.

II.3.1 Produção das amostras método B

Para realizar o novo processo de cura, a proporção de resina e endurecedor seguiu novamente a recomendação do fornecedor descrito na Tabela 1. Dessa maneira, a preparação da mistura assim como a extração das bolhas de ar em processo de vácuo seguiu o mesmo padrão descrito no subitem II.2.

Foi utilizado um molde redondo em material polimérico de polietileno tereftalato (PET). E foram feitos 4 grupos de amostras para a realização do novo processo de cura. A Figura 6 ilustra o modelo do molde e a divisão dos grupos de amostras.

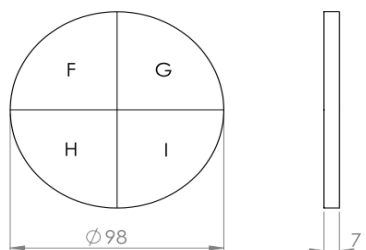


Fig. 6: Molde para preparação das amostras.

A Tabela 3 mostra os ciclos de cura e pós-cura das amostras com as devidas temperaturas e tempos aplicados.

Tabela 3: Ciclo de cura e pós-cura das amostras pelo método B.

Amostras	Tempo de cura [h]	Temperatura de cura [°C]	Tempo de pós cura [h]	Temperatura de pós cura [°C]
F	24	23	4	55
G	96	23	4	55
H	168	23	4	55
I	240	23	4	55
J	240	23	4	80

No grupo de amostras F, G, H e I foi mantido um ciclo de cura com as mesmas temperaturas, afim de verificar a influência do tempo de cura no grau de reticulação da resina. Já a amostra J foi submetida a uma faixa de temperatura de pós-cura superior as demais amostras, com o objetivo de verificar o quanto a temperatura de pós-cura interfere no grau de reticulação e na temperatura de transição vítrea da resina. O objetivo foi tentar diminuir o tempo de estufa, avaliando os resultados e ter uma opção mais próxima ao processo A, no

que se refere a temperatura de transição vítrea sem os defeitos gerados pelas temperaturas de cura em estufa.

II.3.2 Análise de DSC método B

Diferente das análises feitas pelo método A, onde cada amostra gerava um grupo, neste caso as amostras F, G, H e I geraram 2 grupos de análise, uma antes do processo de pós-cura e outra após o processo de pós-cura. Apenas a amostra J gerou um grupo de análise, pois o tempo de cura foi o mesmo utilizado no grupo I. O objetivo foi a verificação do processo de pós-cura e se haveria influência na transição vítrea do polímero, sem causar os efeitos como porosidades de ar aprisionado na amostra durante o processo de cura e pós-cura.

III. RESULTADOS

III.1 Resultados de qualidade das amostras método A

Após a realização do ciclo de cura observou-se o surgimento de vazios no interior dos corpos de prova, mesmo estando isentos no início do processo de cura.

À medida que se elevava a temperatura do ciclo de cura uma maior quantidade de vazios surgiam nos corpos de prova. A maior concentração desses defeitos surgiu no ciclo de cura das amostras C. Uma tentativa de minimizar esses efeitos foi submeter um grupo de amostras a um processo de cura a vácuo (grupo D), com as mesmas condições de temperatura e tempo das amostras C. A Figura 7 ilustra os corpos de prova do grupo D antes do processo de cura (a) e após o ciclo de cura (b).



Fig. 7: Corpo de prova D antes e depois do ciclo de cura.

III.1.1 Resultados das análises DSC pelo método A

As Figuras 8, 9 10, 11 e 12 ilustram os gráficos de transição vítrea das respectivas amostras dos grupos A, B, C, D, E apresentadas abaixo.

A Tabela 4 mostra as temperaturas de transição vítrea das amostras A, B, C, D, E.

Tabela 4: T_g das amostras.

Amostras	Massa da amostra [mg]	Temperatura de cura/pós cura [°C]	T_g [°C]	Temperatura de relaxação [°C]
A	5	40/50	154	97
B	5,7	50/60	115	XXX
C	5,6	60/80	112	XXX
D*	6,3	60/80	119	XXX
E	5,8	23,5	83	61

*Processo de cura a vácuo

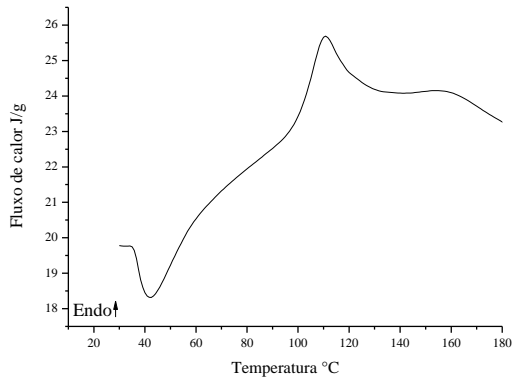


Fig. 8: Gráfico de análise DSC da amostra A.

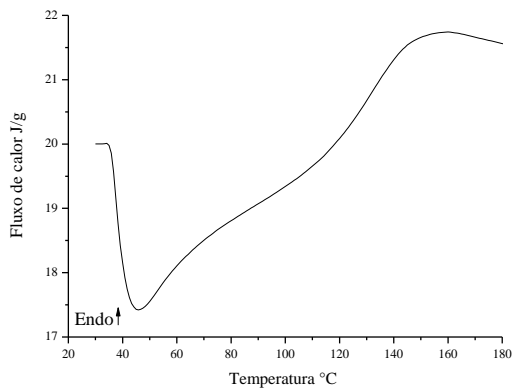


Fig. 9: Gráfico de análise DSC da amostra B.

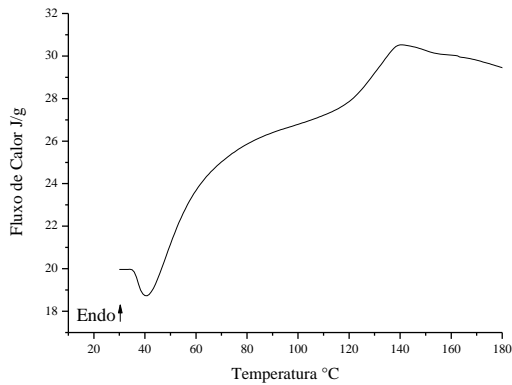


Fig. 10: Gráfico de análise DSC da amostra C.

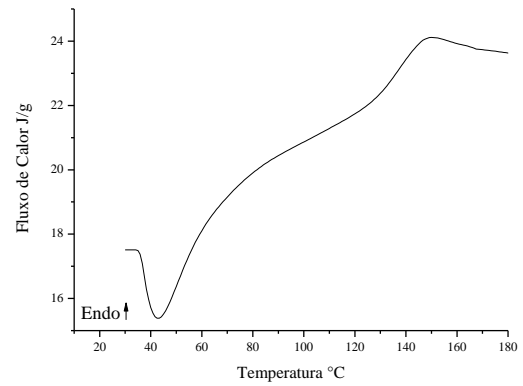


Fig. 11: Gráfico de análise DSC da amostra D.

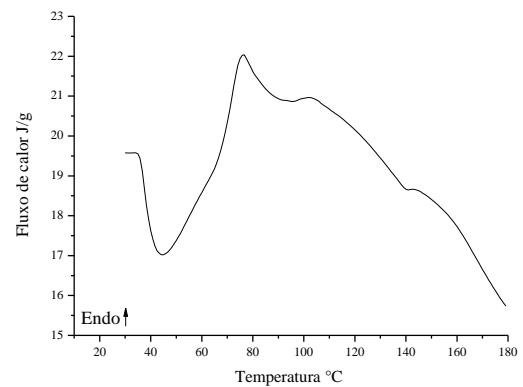


Fig. 12: Gráfico de análise DSC da amostra E.

As amostras B, C e D apresentaram uma T_g superior aos 100 °C sem a relaxação da entalpia presente nas amostras E e A, o que representa que as amostras B, C e D foram completamente curadas [20]. Entretanto, todas as amostras curadas em estufa, até mesmo o grupo D que foi submetido a uma cura a vácuo, apresentaram um excesso de vazios em sua estrutura provenientes do processo, comprometendo as propriedades mecânicas do material [25].

A amostra E se apresentou isenta de vazios, porém apresentou um pico endotérmico proveniente da separação das regiões de alta e baixa densidade de reticulação [20], sendo assim, considerada inadequada para a aplicação proposta para o epóxi. Por esses motivos, foi proposto e avaliado um novo método de cura.

III.2 Resultados de qualidade das amostras método B

Após o primeiro ciclo de cura, a amostra foi desmoldada e inspecionada para verificar a existência de vazios antes do processo de pós cura. A Figura 13 ilustra a amostra antes (A) e depois (B) das primeiras 24 horas iniciais do processo.

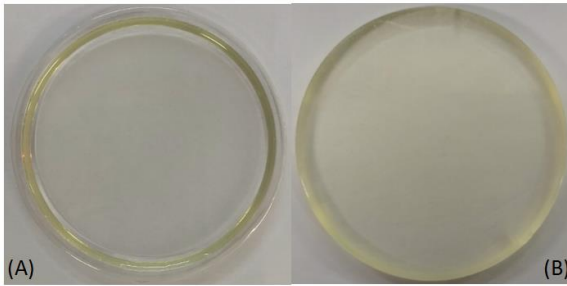


Fig. 13: Resina epóxi após o processo de cura.

Pode-se verificar, pela Figura 13, que a amostra obtida no processo B encontra-se com uma qualidade superior à amostra obtida no processo A ilustrada na Figura 7. Visualmente a amostra da Figura 13 se apresenta isenta de vazios e com um bom acabamento superficial. Entre as amostras do mesmo

grupo nenhuma diferença foi detectada analisando-as antes e depois do processo de pós-cura. Concluindo que após o processo de cura nenhuma mudança na questão da porosidade é percebida nas amostras.

III.2.1 Resultados das análises DSC pelo método B

A tabela 5 apresenta os resultados das análises do ensaio de DSC nas amostras F, G, H, I e J. Os resultados foram avaliados em 2 momentos distintos, antes e após o processo de pós cura. Todas as amostras foram curadas em temperatura de 23°C com os seus devidos tempos, em um segundo momento as amostras foram submetidas a um processo de pós cura em estufa com temperatura controlada por 4 horas, e a T_g foi novamente avaliada.

Tabela 5: Temperatura de transição vítrea das amostras pelo método B.

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

As figuras 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21 e 22 ilustram os gráficos de DSC de todas as amostras antes e depois dos processos de pós-cura em estufa.

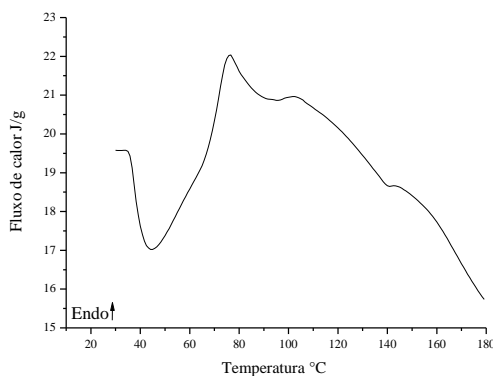


Fig. 14: Gráfico de análise DSC da amostra F.

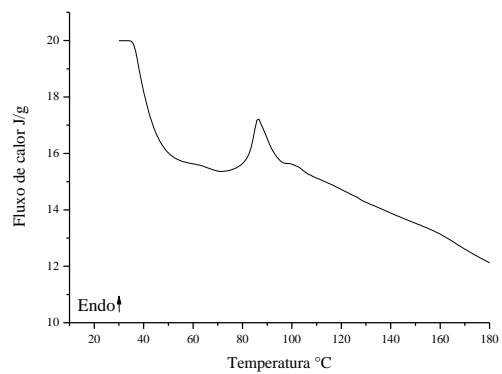


Fig. 15: Gráfico de análise DSC da amostra F pós-cura.

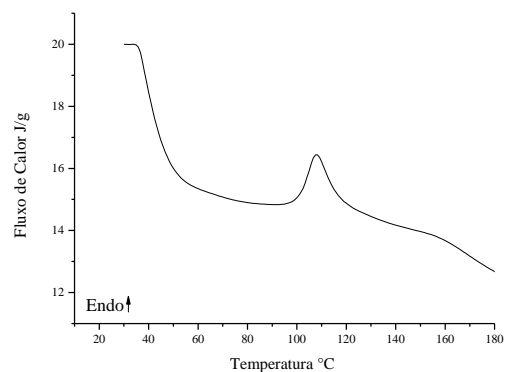


Fig. 16: Gráfico de análise DSC da amostra G.

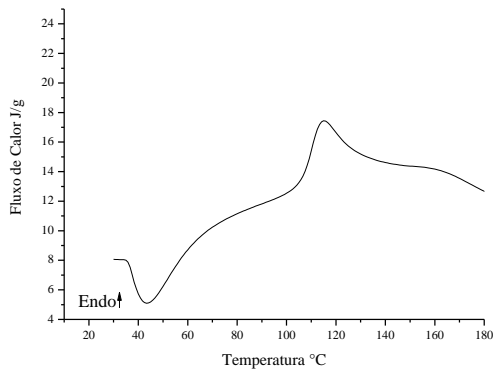


Fig. 17: Gráfico de análise DSC da amostra G pós-cura.

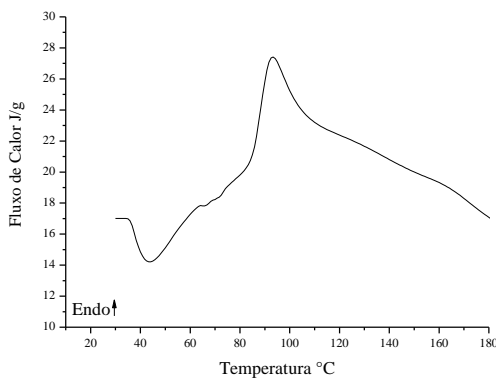


Fig. 18: Gráfico de análise DSC da amostra H.

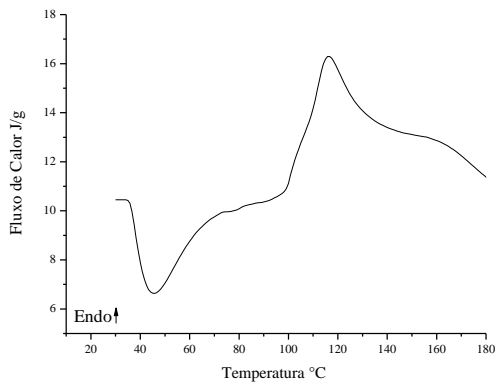


Fig. 19: Gráfico de análise DSC da amostra H pós-cura.

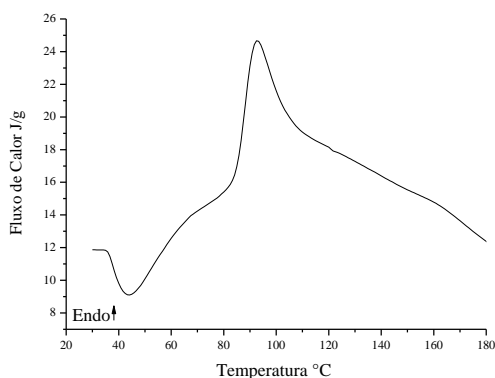


Fig. 20: Gráfico de análise DSC da amostra I.

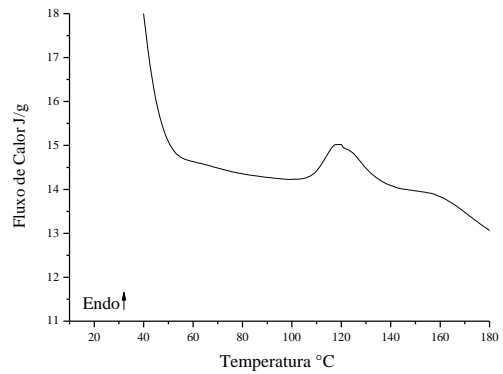


Fig. 21: Gráfico de análise DSC da amostra I pós-cura.

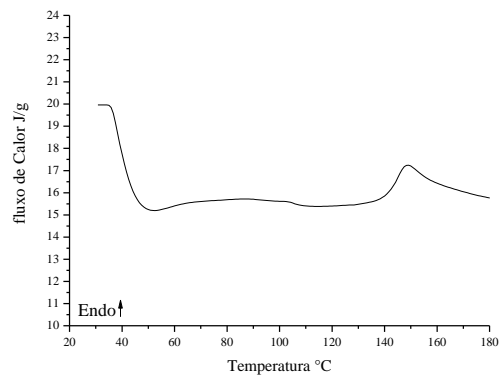


Fig. 22: Gráfico de análise DSC da amostra J pós-cura.

IV. CONCLUSÕES

O presente estudo foi de extrema importância para o processo de laminação do material compósito no qual será aplicado a resina epóxi, o conhecimento da temperatura de transição vítrea e a sua relação com o tempo e a temperatura, imprescindíveis para obter um produto final com excelentes propriedades mecânicas.

O método de processamento B, que diminuiu o gasto com o tempo de estufa e eliminou as falhas internas da amostra foi o maior ganho desse trabalho. A amostra final, amostra J, apresentou ainda uma temperatura de transição vítrea dentro dos parâmetros estipulados como objetivo do trabalho, sem o pico de relaxação dentro dessa faixa de temperatura. Embora o método B gaste mais tempo de cura, ele foi o escolhido para a laminação com compósito de tecido de fibra de carbono, utilizando os parâmetros de cura e pós cura da amostra J.

Notou-se que quanto maior era a temperatura de cura para as amostras (método A), maior a quantidade de vazios gerados pela reação de cura. Mesmo submetendo a amostra (amostra D), a um processo de cura a vácuo dentro da estufa, o mesmo não foi eficaz na eliminação dos vazios, devido aos efeitos de transferência de calor, a camada superficial da amostra é a primeira a se solidificar, impedindo que o método de extração a vácuo seja eficiente.

Por outro lado, o método de cura B se mostrou bastante eficiente no quesito de eliminação da porosidade das

amostras durante a cura. Porém, foi necessário após o período de cura, submeter as amostras a um processo de pós-cura em temperatura elevada na estufa, para obter o ciclo completo de cura nas amostras e alcançar uma transição vítrea mais elevada.

Por fim, o método de análise de DSC se mostrou bastante eficiente e prático para obter o comportamento térmico e o ciclo de cura do material. E a observação, a análise e a aplicação de um novo processo foi satisfatória para a utilização dessa resina epóxi como matriz de material compósito com tecido de fibra de carbono.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a Universidade de Caxias do Sul e em especial ao professor Vagner Grison à frente do projeto do *Aerodesing* pelo apoio.

V. BIBLIOGRAFIA

- [1] D. L. Gomes and I. Bento, “a Melhoria Do Desempenho No Setor Aeroespacial : Processos E Seleção,” vol. 22, no. 12, pp. 15–24, 2016.
- [2] A. R. M. Gualberto, M. C. A. Gatt, and J. R. Tarpani, “Resistência e tolerância a impacto transversal de baixa energia de um laminado híbrido metal/fibra,” *Revista Materia*, vol. 14, no. 2, pp. 795–813, 2009.
- [3] D. R. Askeland, *Ciência e Engenharia dos Materiais*. São Paulo SP, 2012.
- [4] W. D. J. Callister, *Ciência e Engenharia dos Materiais*, 5°. 2008.
- [5] P. de T. Mendonça, *Materiais Compostos e estruturas-sanduiche: Projeto e Análise.*, 1°. Barueri -SP, 2005.
- [6] J. M. F. De Paiva, S. Mayer, G. M. Cândido, and 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.
- [7] J. Barton, *The application of differential scanning calorimetry (DSC) to the study of epoxy resin curing reactions*, vol. 72. 1985.
- [8] Huntsman, “Araldite ® LY 5052 / Aradur ® 5052 *,” 2007.
- [9] Y. Tomita and 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.
- [10] B. S. Hayes, E. N. Gilbert, and 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.
- [11] G. Francucci, F. Cardona, and N. W. Manthey, “Cure kinetics of an acrylated epoxidized hemp oil-based bioresin system,” *Journal of Applied Polymer Science*, vol. 128, no. 3, pp. 2030–2037, 2013.
- [12] F. Fraga, C. Castro-Díaz, E. Rodríguez-Núñez, and 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] 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.
- [14] 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.
- [15] Q. Tao, G. Pinter, and T. Krivec, “Influence of cooling rate and annealing on the DSC T_g of an epoxy resin,” *Microelectronics Reliability*, vol. 78, pp. 396–400, 2017.
- [16] D. Kersting, “Caracterização de resinas epóxi para compósitos curadas através de irradiação de micro – ondas,” vol. 16, no. 3, pp. 148–156, 2015.
- [17] N. Sbirrazzuoli, S. Vyazovkin, A. Mititelu, C. Sladic, and 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.
- [18] M. J. Richardson and N. G. Savill, “Derivation of accurate glass transition temperatures by differential scanning calorimetry,” *Polymer*, vol. 16, no. 10, pp. 753–757, 1975.
- [19] F. Levy Neto and L. C. Pardini, *Compósitos Estruturais Ciência e tecnologia*, 1°. São Paulo SP, 2006.
- [20] I. C. Riegel, L. L. Freitas, and D. Samios, “Envelhecimento físico de sistemas DGEBA/DDM investigado por análise térmica (DSC/DMA),” *Polímeros*, pp. 58–64, 1999.
- [21] Z. H. Ophir, J. A. Emerson, and G. L. Wilkes, “Sub-Tgannealing studies of rubber-modified and unmodified epoxy systems,” *Journal of Applied Physics*, vol. 49, no. 10, pp. 5032–5038, 1978.
- [22] U. T. Kreibich and R. Schmid, “Inhomogeneities in epoxy resin networks,” *Journal of Polymer Science: Polymer Symposia*, vol. 53, no. 1, pp. 177–185, 1975.
- [23] F. Levy Neto and L. C. Pardini, *Compósitos Estruturais Ciência e tecnologia*, 1°. São Paulo SP, 2006.
- [24] ASTM International, “Standard test method for tensile properties of plastics,” *ASTM International*, vol. 08, pp. 46–58, 2003.

3 ARTIGO 2: DESENVOLVIMENTO DE UM PROCESSO DE LAMINAÇÃO DE MATERIAL COMPÓSITO COM FIBRA DE CARBONO E MATRIZ DE RESINA EPÓXI DA ASA DE UMA AERONAVE

3.1 Nome da Evento: Inovtec 2019 – 8º Seminário de Tecnologia do IFSul (Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia Sul-rio-grandense *campus* Sapucaia do Sul)

3.2 ISSN: 2446-7618

3.3 Publicação: Anais INOVTEC – 2019, páginas 175 a 189.

2.2.3 Apresentação do Evento: A oitava edição do Seminário de Inovação e Tecnologia do IFSul (INOVTEC) e da primeira edição do Seminário de Educação, Trabalho e Tecnologias acontecerá dos dias 5 a 7 de novembro, no *campus* Sapucaia do Sul (avenida Copacabana, 100 – bairro Piratini), Rio Grande do Sul.

DESENVOLVIMENTO DE UM PROCESSO DE LAMINAÇÃO DE MATERIAL COMPÓSITO COM FIBRA DE CARBONO E MATRIZ DE RESINA EPÓXI DA ASA DE UMA AERONAVE

de Castro, A.M.¹
Grison, V.²
Gasparin, A. L. ³

- ¹ Graduado, Alexandre Mendes de Castro, Programa de pós-graduação em tecnologia e engenharia de materiais PPGTEM – IFRS, alexandre.mcastro@hotmail.com
- ² Mestre, Vagner Grison, Universidade de Caxias do Sul, vagrison@gmail.com
- ³ Doutor, Alexandre Luís Gasparin, Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Rio Grande do Sul, campus Caxias do Sul, 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.

DEVELOPMENT OF A CARBON FIBER COMPOSITE MATERIAL LAMINATION PROCESS AND AN AIRCRAFT WING EPOXY RESIN MATRIX

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 grafitização 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⁾.

A técnica manual é a mais antiga e simples de manufatura de componentes⁽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.

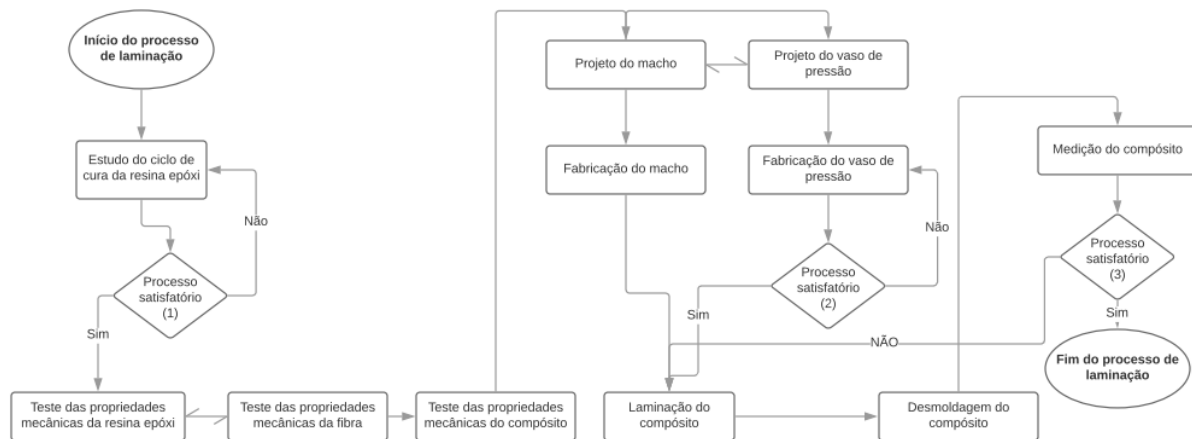


Figura 2. Fluxograma dos processos realizados ao longo do estudo.

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 do 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.

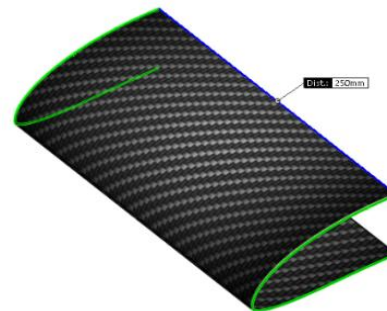


Figura 4. Modelo em CAD do bordo de ataque.

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®.

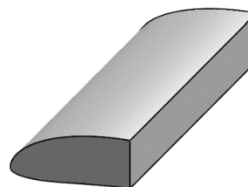


Figura 5. Perfil do macho gerado em CAD.

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 Edgecam®, 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 de 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°/90° 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° / 90°.

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.

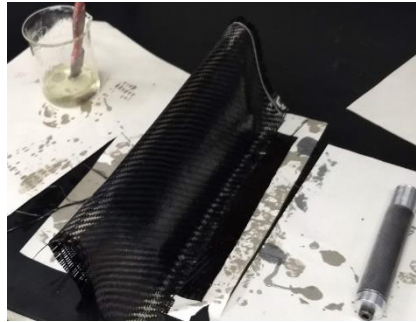


Figura 7. Perfil laminado antes da cura.

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 compará-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 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 o ensaio de tração em 5 amostras com um tecido orientado a 0/90° 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.

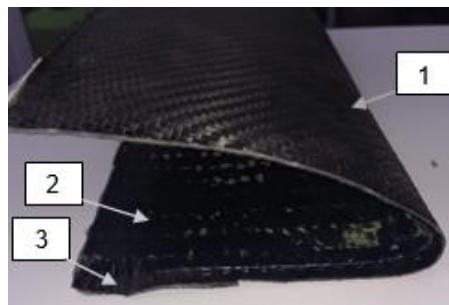


Figura 9. Perfil laminado após a desmoldagem.

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°/90° (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 do molde em uma peça única, de material metálico for empregado.

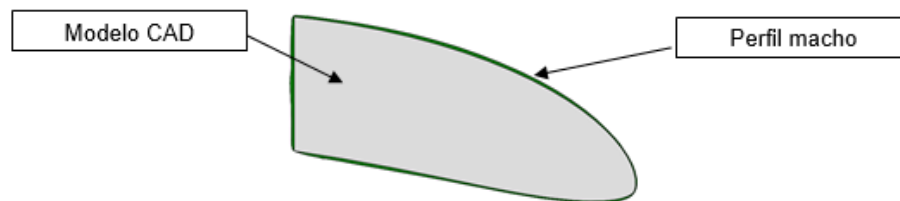


Figura 10. Modelo CAD x perfil macho.

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.

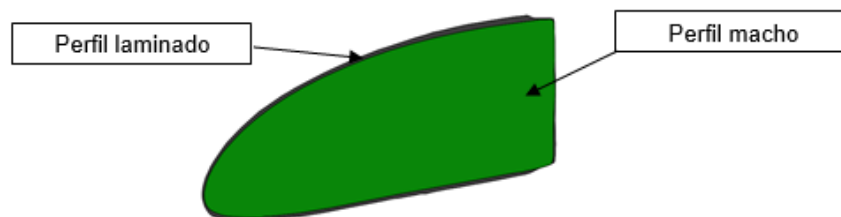


Figura 11. Modelo laminado x perfil macho.

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 possui uma resistência mecânica específica superior a madeira balsa, podendo assim substituir o material atual empregado 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.

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-sanduíche: 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. Aleksy. "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.

4 CONCLUSÕES

A partir do estudo no qual geraram as duas publicações pode-se chegar a um método de laminação de material compósito dentro dos padrões dimensionais aceitáveis que possibilita a substituição do componente fabricado atualmente em madeira balsa.

Pode-se verificar que a temperatura de cura influencia significativamente na qualidade da resina epóxi. Mesmo a temperatura de transição vítrea alcançando valores superiores aos estipulados pela equipe Aerosul, devido ao fato da cadeia polimérica obter um maior grau de reticulação, a temperatura de cura afetou negativamente a resistência mecânica do polímero, devido ao alto grau de porosidade provenientes da reação química em temperatura elevada. Com o intuito de solucionar este problema, um grupo de amostras foi curada em vácuo, porém este experimento não surgiu efeito, pelo fato da camada superficial da resina epóxi obter uma maior densidade, evitando que o método de cura a vácuo fosse eficiente na extração das bolhas de ar, responsáveis pela porosidade e a diminuição da resistência mecânica do polímero. O processo que se mostrou mais eficiente foi submeter as amostras a um processo de cura em temperatura de laboratório (23°C) por 240 horas, após este período, realizar um processo de pós cura por 4 horas com uma temperatura de 80°C. Este processo gerou um grupo com uma T_g acima dos 80°C e com uma resistência mecânica na faixa dos 67 MPa, dentro da faixa estipulada pelo fornecedor da resina.

A cura em ambiente com pressão elevada foi extremamente eficiente, pois além de agregar uma maior resistência mecânica no compósito devido à maior compactação das fibras, proporcionou uma boa qualidade superficial ao laminado, pois não foi observado nenhuma separação das camadas laminadas.

Com relação a porosidade observada no processo manual, o compósito apresentou valores bem abaixo dos aceitos pela literatura, cerca de 10% a 15%, constatando que o processo de cura em temperatura de laboratório foi eficiente.

O molde macho utilizado para a laminação, mesmo sendo fabricado por um processo alternativo em 4 partes, se mostrou bastante próximo ao modelo tridimensional, obtendo uma variação excedente máxima de 5% em relação ao modelo CAD, podendo esta variação ser reduzida pela fabricação por processo de usinagem em peça única, devido ao fato de eliminar os processos de acabamento subsequentes, utilizados no modelo macho atual.

A laminação em perfil macho, utilizando a parte externa do perfil, mesmo não tendo divergências entre a literatura, utilizando pressão obteve bons resultados de acabamento, tornando-se uma opção quando a pressão de cura for utilizada.

O perfil laminado apresentou uma variação de 6,5%, não prejudicial ao processo de montagem do bordo de ataque, mas que poderá ser minimizado por um perfil fechado ou pela adição de fibra de carbono no sentido transversal do bordo de ataque, que deixará o perfil mais rígido, porém aumentará a sua massa devido a adição de uma camada extra de fibra de carbono.

O estudo de modo geral apresentou a equipe Aerosul uma nova possibilidade de material para a fabricação do bordo de ataque, podendo ainda ser melhorado pelo emprego de novas técnicas de laminação assim como o controle de processos já utilizados.

4.1 Possibilidades de trabalhos futuros

Como possibilidades de trabalhos futuros podem ser listados os seguintes:

- Avaliação dimensional do bordo de ataque laminado com molde macho de peça única – Afim de verificar a influência dimensional, causada por uma laminação em molde produzido em um único processo, sem a necessidade de métodos de acabamento, que de forma geral aumentam o volume do macho;
- Avaliação da rigidez do bordo de ataque com laminação em múltiplas camadas – Como o perfil apresentou uma certa flexibilidade, principalmente no sentido transversal, um processo de laminação com mais camadas neste sentido poderá ser proposto, afim de avaliar a influência destas camadas extras na rigidez do perfil e sua influência na massa do produto final.
- Laminação com perfil fêmea – Como a literatura sugere, um perfil laminado sempre apresenta um acabamento superficial similar à matriz laminada que se encontra em contato, portanto, um estudo de laminação com matriz fêmea pode ser proposto, afim de avaliar o acabamento superficial externo em comparação com o perfil laminado atual.
- Produção de um bordo de ataque fechado – Como o perfil laminado apresentou uma certa flexibilidade na parte aberta, efeito não observado no raio frontal da peça, um perfil laminado com uma geometria que liga à parte superior com a parte inferior pode ser proposto, utilizando o mesmo número de camadas atual, porém com essa ligação, tornaria o perfil mais rígido, sem a necessidade de utilizar uma camada extra de fibra de carbono unidirecional.

REFERÊNCIAS

LUCAS, A. R. *et al.* **Relatório Aerosul - 16° Competição SAE Brasil Aerodesing.** 2014.

MARÍN MIRA, D. G. **Análise estrutural da longarina de asa em material compósito em uma aeronave não tripulada.** [s.l.] Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2013.

MENDONÇA, P. DE T. **Materiais Compostos e estruturas-sanduíche: Projeto e Análise.** 1° ed. Barueri SP 2005.

GOMES, D. L.; BENTO, I. **A Melhoria Do Desempenho No Setor Aeroespacial : Processos E Seleção.** v. 22, n. 12, p. 15–24, 2016.

CHUNG, D. D. L. Processing-structure-property relationships of continuous carbon fiber polymer-matrix composites. **Materials Science and Engineering R: Reports,** v. 113, p. 1–29, 2017.

ASKELAND, D. R. **Ciência e Engenharia dos Materiais.** São Paulo SP 2012.

CALLISTER, W. D. J. **Ciência e Engenharia dos Materiais.** 5° ed. 2008.

KURIBARA, M.; NAGANO, H. **Anisotropic Thermal Diffusivity Measurements in High-Thermal-Conductive Carbon-Fiber-Reinforced Plastic Composites.** Journal of Electronics Cooling and Thermal Control, v. 5, n. March, p. 15–25, 2015.

PAIVA, J. M. F. DE *et al.* **Avaliação da temperatura de transição vítrea de compósitos poliméricos reparados de uso aeronáutico.** Polímeros, v. 16, n. 1, p. 79–87, 2006.

BARTON, J. **The application of differential scanning calorimetry (DSC) to the study of epoxy resin curing reactions.** 1985.

HUNTSMAN. **Araldite® LY 5052 / Aradur® 5052*.** 2007.

HAYES, B. S.; GILBERT, E. N.; SEFERIS, J. C. **Scaling complications of dual temperature cure resin prepreg systems in airplane part manufacture.** Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, v. 31, n. 7, p. 717–725, 2000.

FRAGA, F. *et al.* **Physical aging for an epoxy network diglycidyl ether of bisphenol A/m-xylylenediamine.** Polymer, v. 44, n. 19, p. 5779–5784, 2003.

CHOI, H. S. *et al.* **Hygroscopic aspects of epoxy / carbon fiber composite laminates in aircraft environments.** Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, v. 32, p. 709–720, 2001.

TAO, Q.; PINTER, G.; KRIVEC, T. **Influence of cooling rate and annealing on the DSC Tg of an epoxy resin.** *Microelectronics Reliability*, v. 78, p. 396–400, 2017.

KERSTING, D. **Caracterização de resinas epóxi para compósitos curadas através de irradiação de micro – ondas.** v. 16, n. 3, p. 148–156, 2015.

TOMITA, Y.; MORIOKA, K. **Effect of lay-up sequence on mechanical properties and fracture behaviour of advanced CFRP laminate composite.** *Materials Science and Engineering: A*, v. 234–236, p. 778–781, 1997.

HAN, S.; CHUNG, D. D. L. **Mechanical energy dissipation using carbon fiber polymer-matrix structural composites with filler incorporation.** *Journal of Materials Science*, v. 47, n. 5, p. 2434–2453, 2012.

APÊNDICE A – PROJETO DO VASO DE PRESSÃO

Figura 10 - Projeto do vaso de pressão

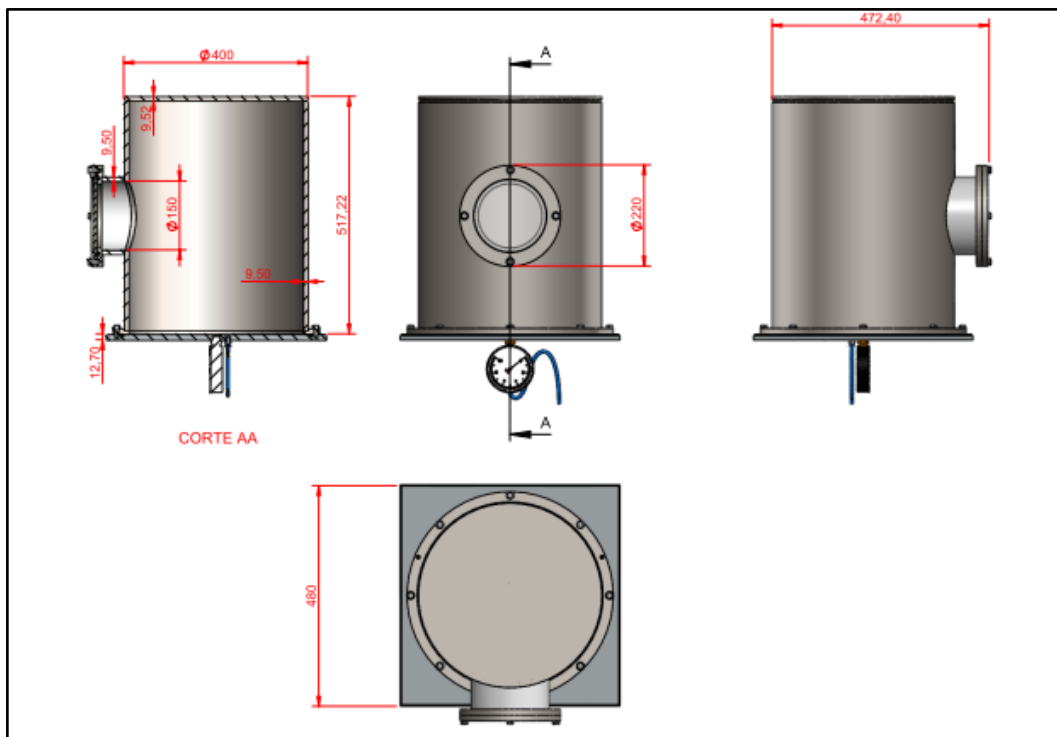
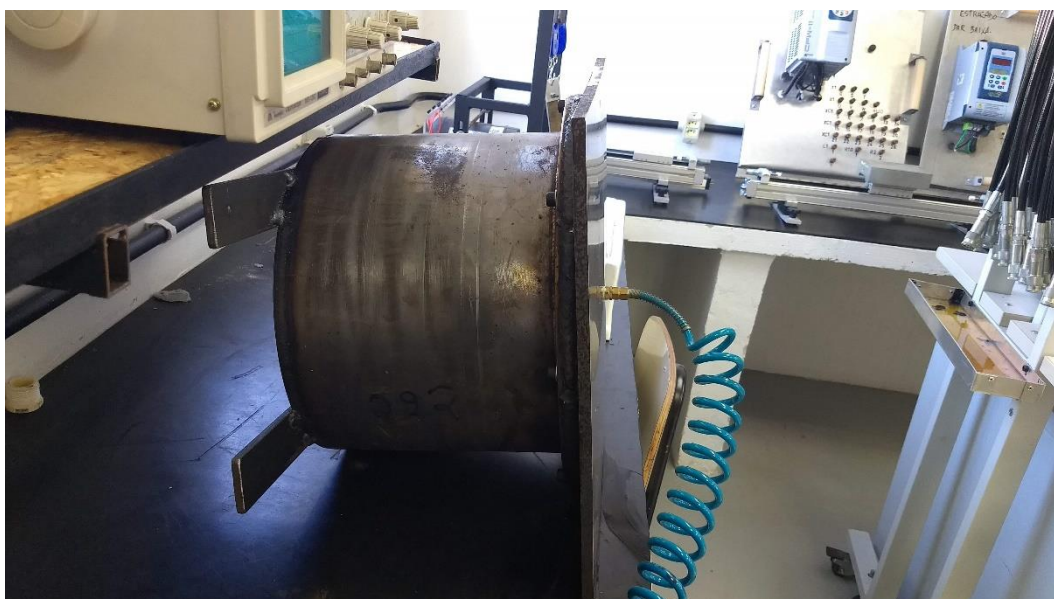


Figura 11 - Teste de pressão no vaso



APÊNDICE B – PROJETO DO MOLDE PARA LAMINAÇÃO

Figura 12 - Projeto do molde macho

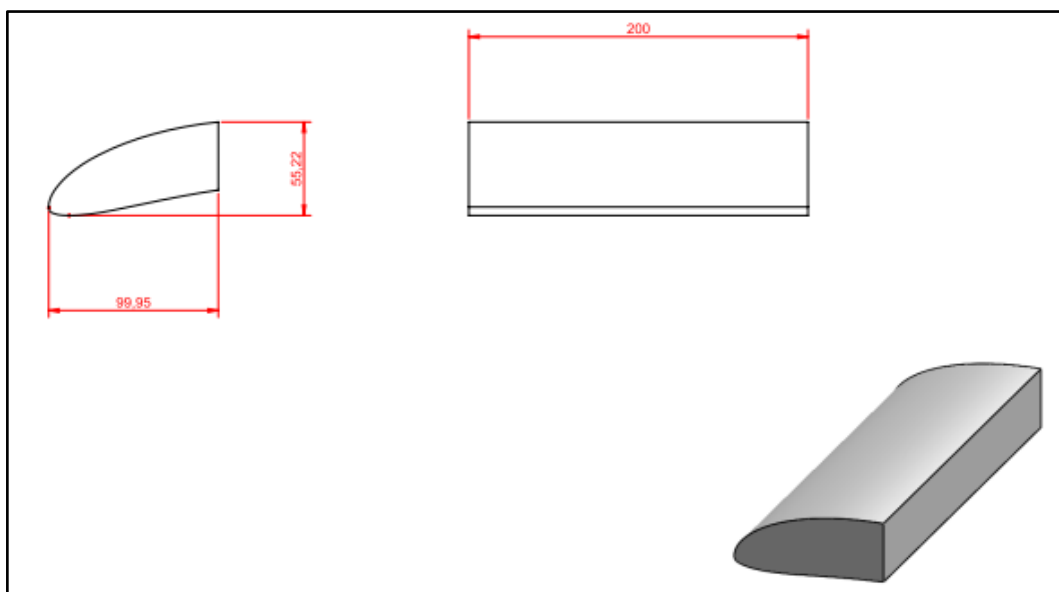


Figura 13 - Usinagem dos perfis do molde



Figura 14 - Molde macho antes do processo de acabamento

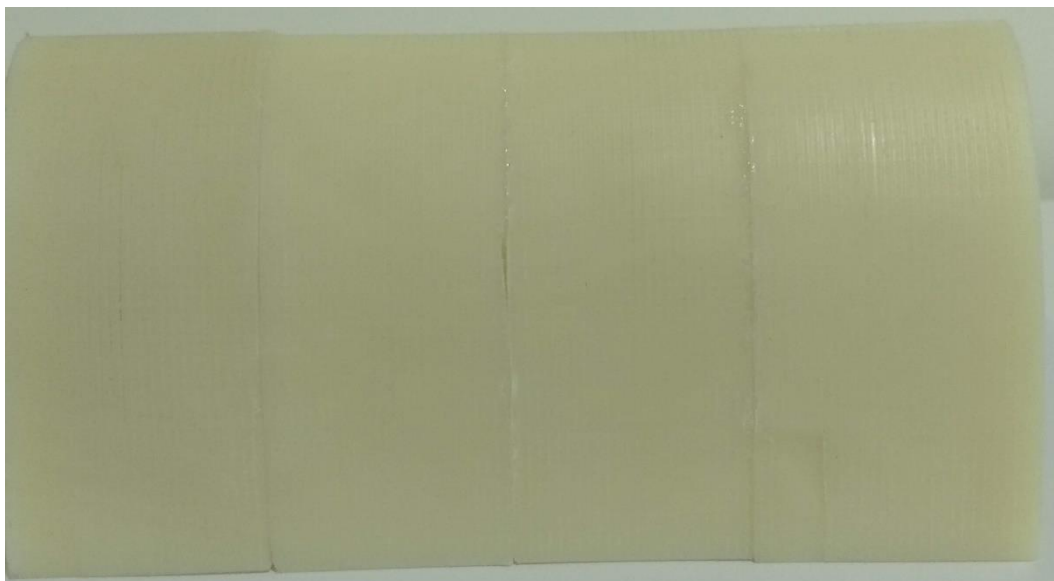
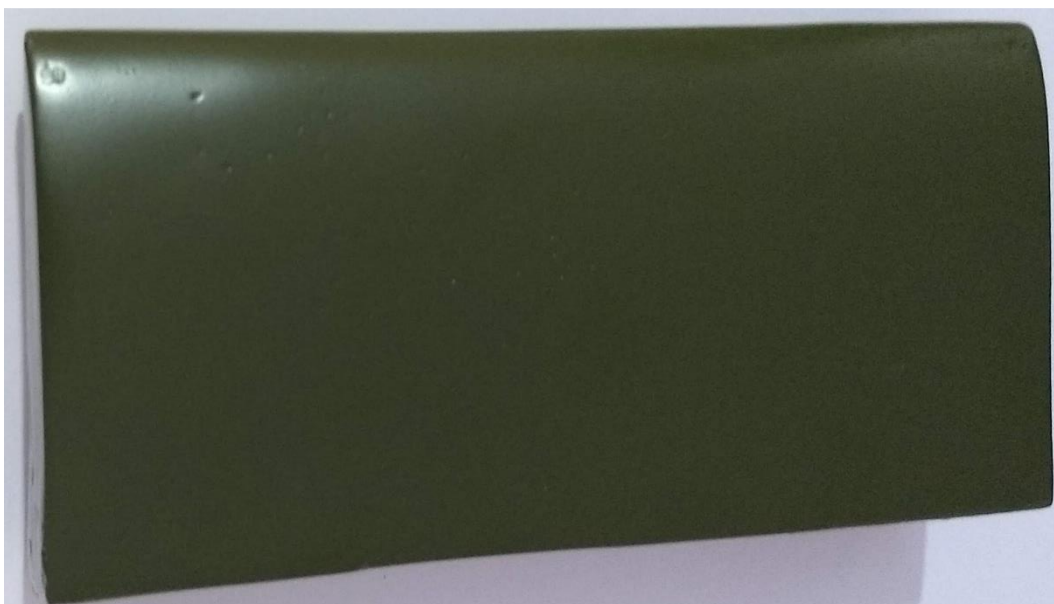


Figura 15 - Molde macho após o processo de acabamento



APÊNDICE C – LAMINAÇÃO DO BORDO DE ATAQUE

Figura 16 - Materiais utilizados na laminação

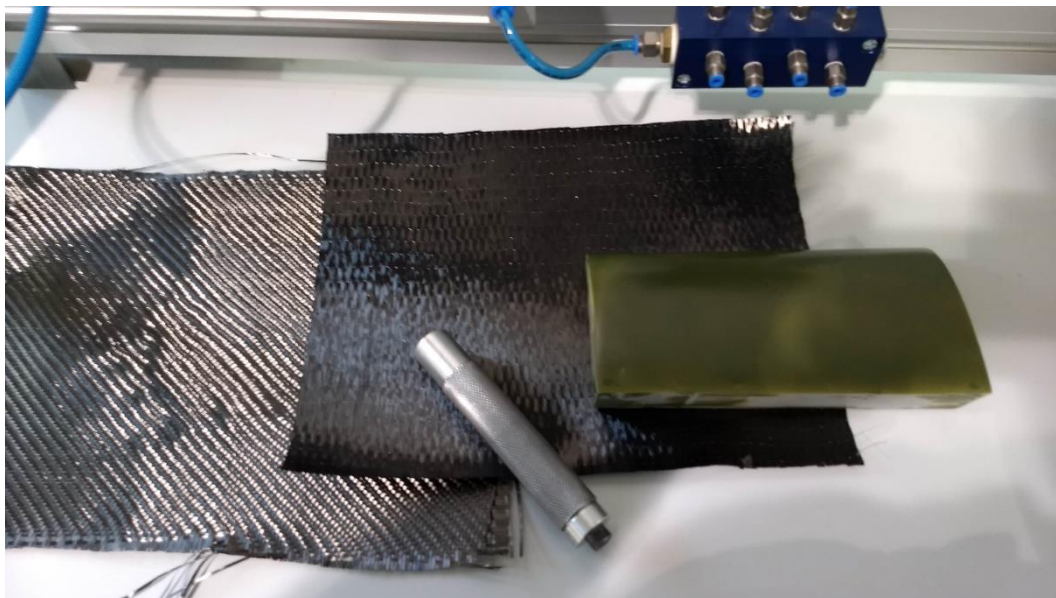


Figura 17 - Laminação da primeira camada de fibra unidirecional

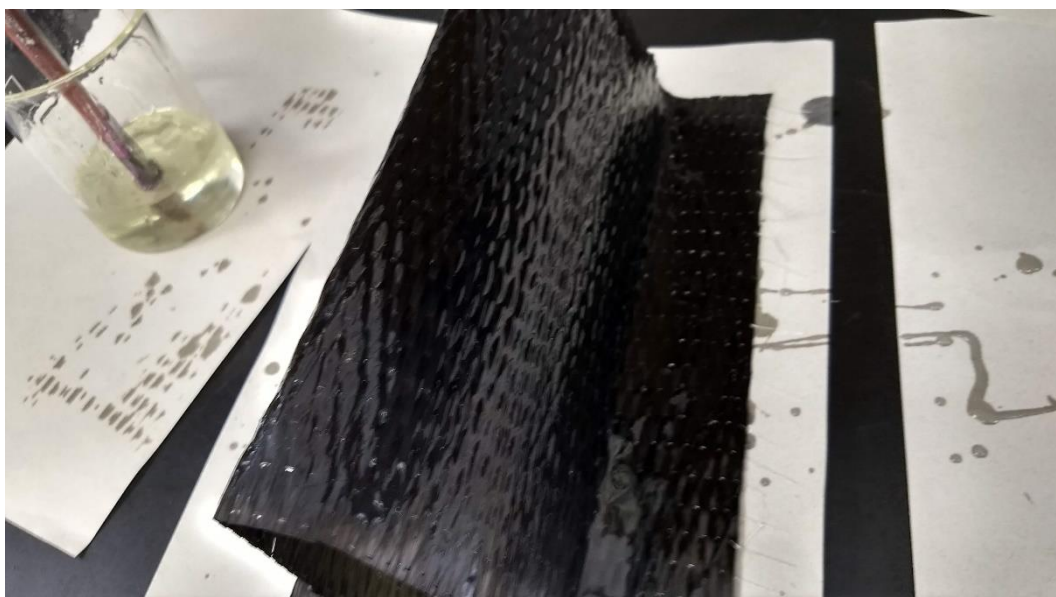


Figura 18 - Laminação da segunda camada de fibra tecido



Figura 19 - Perfil após o processo de cura



Figura 20 - Perfil laminado após o acabamento



Figura 21 - Perfil laminado após a desmoldagem

