

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA**

ALÍCIA RAMOS MODESTO

**ANÁLISES DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DA FIBRA DE CARBONO
APLICADAS EM AERODESIGN**



Ilha Solteira - SP
2025

ALÍCIA RAMOS MODESTO

**ANÁLISES DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DA FIBRA DE CARBONO
APLICADAS EM AERODESIGN**

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado à Faculdade de Engenharia
de Ilha Solteira – Unesp como parte dos
requisitos para obtenção do título de
engenheiro mecânico.

Área de Concentração: Conforme consta
no certificado de aprovação

Orientador: Prof. Miguel Ângelo Menezes

Ilha Solteira - SP

2025

FICHA CATALOGRÁFICA
Desenvolvida pela Diretoria Técnica de Biblioteca e Documentação

M691a Modesto, Alícia Ramos.
Análises das propriedades mecânicas da fibra de carbono aplicadas em aerodesign / Alícia Ramos Modesto. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2025
63 f. : il.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia Mecânica) -
Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, 2025

Orientador: Miguel Ângelo Menezes
Inclui bibliografia

1. Fibra de carbono. 2. Resina epóxi . 3. Aerodesign . 4. Compósitos . 5.
Propriedades mecânicas.

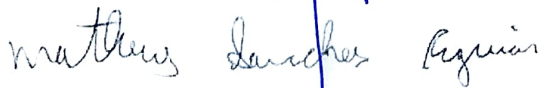
ATA DE DEFESA DO TRABALHO DE GRADUAÇÃO

Aos 15 dias do mês de dezembro do ano de dois mil e vinte e cinco, às 18h30min, por videoconferência, no Departamento de Engenharia Mecânica, do Campus da UNESP, da Faculdade de Ilha Solteira, a discente **Alicia Ramos Modesto**, matriculada sob o número 181052725, tendo como banca examinadora o orientador Prof. Ph.D. Miguel Ângelo Menezes, o Engenheiro Mecânico Matheus Sanches Aguiar (DS Tecnologia Automotiva) e a Mestranda Engenheira Mecânica Carolina Berton Sanches (UNESP), apresentou o Trabalho de Graduação intitulado: “*Análises das Propriedades Mecânicas da Fibra de Carbono Aplicadas em AeroDesign*”, obtendo o CONCEITO Approvado e NOTA FINAL: (9,3) Nove e três.

Por ser verdade, os membros da banca examinadora e a discente assinam em seguida.



Prof. Ph.D. Miguel Ângelo Menezes (Orientador)



Eng. Mec. Matheus Sanches Aguiar (DS Tecnologia Automotiva)



Eng.ª Mec. Carolina Berton Sanches (UNESP)

Documento assinado digitalmente
gov.br ALICIA RAMOS MODESTO
Data: 14/12/2025 19:13:54 -0300
Verifique em <https://validar.iu.gov.br>

Alicia Ramos Modesto (Discente)

IMPACTO POTENCIAL DESTA PESQUISA

Esta pesquisa contribui tecnicamente ao fornecer dados experimentais sobre a fibra de carbono utilizada pela Equipe Zebra de AeroDesign, ampliando a base de conhecimento sobre compósitos estruturais. Os resultados fortalecem a capacidade de análise e otimização de projetos aeronáuticos, promovem formação prática de estudantes e podem ser aplicados por outras equipes e grupos acadêmicos.

POTENTIAL IMPACT OF THIS RESEARCH

This research provides technical contributions by offering experimental data on the carbon fiber used by the Zebra AeroDesign Team, expanding the knowledge base on structural composites. The results enhance the team's ability to analyze and optimize aeronautical projects, support the practical training of engineering students, and can be applied by other teams and academic groups.

Dedico este trabalho aos meus pais, por todo amor, incentivo e apoio incondicional
em cada etapa da minha vida.

À minha irmã, que me ensinou o verdadeiro significado de compartilhar.

À minha avó, por me ensinar o valor da fé e da oração.

E ao meu avô, cuja sabedoria despertou em mim o amor por essa profissão.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, a São Judas Tadeu e a Santo Expedito, que sempre ouviram meus pedidos e me deram força nos momentos em que mais precisei durante a graduação.

Dedico este trabalho à minha família: minha mãe Vanusa, meu pai João Adilson, minha irmã Vanessa, meus avós Alício e Josefa, minhas tias Viviane e Maria Aparecida e meu tio Waldemar, que sempre foram meu maior alicerce, apoio e inspiração em todas as etapas da minha vida. Deixo registrada também minha homenagem àqueles que permanecem em memória: meus avós José Luiz e Clementina.

Agradeço à UNESP, ao Departamento de Engenharia Mecânica e a todos os professores e técnicos que contribuíram para a minha formação acadêmica e profissional.

Registro minha gratidão ao meu orientador, Prof. Dr. Miguel Ângelo Menezes, pela paciência e por acreditar em meu potencial, orientando-me e contribuindo de forma essencial para este trabalho.

Agradeço também às empresas Ambev e Suzano pela oportunidade proporcionada por seus programas de estágio superior, fundamentais para meu desenvolvimento profissional. Expresso igualmente minha gratidão ao Centro Acadêmico "Ozires Silva" pelas conexões construídas ao longo da graduação e aos amigos que encontrei nesse percurso, em especial Ana Flavia, Laura e Vitória.

Expresso minha sincera gratidão à Equipe Zebra, que se tornou minha segunda família durante a graduação. Agradeço pelas oportunidades de aprendizado, pela convivência e superação ao longo dos anos, que contribuíram para o meu crescimento pessoal e profissional.

“Os pássaros devem experimentar a mesma sensação, quando distendem suas longas asas e seu voo fecha o céu... Ninguém, antes de mim, fizera igual” (Santos-Dumont, 2022).

RESUMO

Este trabalho aborda o desenvolvimento e a análise de propriedades mecânicas da fibra de carbono, com gramatura de 200 g/m², aplicada na área de Estruturas e Cargas da Equipe de Extensão Universitária Zebra AeroDesign. A pesquisa busca entender as características específicas desse material, com ênfase em sua utilização em competições de *AeroDesign*. Foram realizados ensaios de tração e calcinação, a fim de verificar a densidade e outras propriedades mecânicas relevantes. As amostras foram confeccionadas com variações no número de camadas de fibra de carbono, para 2 e 4 camadas, mantendo constante a proporção de resina e catalisador recomendados pelo fabricante. Os resultados obtidos foram satisfatórios, comprovando a eficiência do método de laminação e fornecendo uma base sólida para a otimização de projetos e a realização de simulações em elementos finitos, contribuindo para o avanço no entendimento do comportamento estrutural da fibra de carbono em aplicações de *AeroDesign*.

Palavras-chave: Fibra de carbono; Resina epóxi; Propriedades mecânicas; Compósitos; *AeroDesign*.

ABSTRACT

This study presents the development and analysis of the mechanical properties of 200 g/m² carbon fiber applied in the Structures and Loads area of the Zebra AeroDesign University Extension Team. The research aims to investigate the specific characteristics of this material, emphasizing its application in AeroDesign competitions. Tensile and calcination tests were performed to determine density and other relevant mechanical properties. The samples were manufactured with two and four layers of carbon fiber, maintaining a constant resin-to-catalyst ratio as recommended by the manufacturer. The results were satisfactory, demonstrating the efficiency of the lamination process and providing a solid foundation for project optimization and finite element simulations, contributing to the understanding of the structural behavior of carbon fiber in AeroDesign applications.

Keywords: Carbon fiber; Epoxy resin; Mechanical properties; Composites; AeroDesign.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Classificação dos materiais compósitos sintéticos e naturais	21
Figura 2 – Representação esquemática dos tipos de lâminas: a) fibras unidirecionais, b) fibras tecidas	22
Figura 3 – Resposta tensão-deformação de um laminado típico $0^{\circ}/90^{\circ}$ sob carregamento	23
Figura 4 – Representação de um laminado segundo o SLC	24
Figura 5 – Convenção de sinais para o SLC	24
Figura 6 – Representação de um laminado simétrico	25
Figura 7 – Representação de um laminado quase-simétrico	25
Figura 8 Representação esquemática do laminado híbrido	26
Figura 9 – Orientação das fibras em uma manta	29
Figura 10 – Principais tipos de tecido utilizados: a) plano, b) diagonal, c) cetim.....	30
Figura 11 – Esquema de fiação da fibra de PAN	31
Figura 12 – Ilustração esquemática do processo de fabricação da fibra de carbono	32
Figura 13 – Código referente aos tipos de falha possíveis nos ensaios de tração	37
Figura 14 – Fibra de carbono, resina epóxi e endurecedor utilizados neste experimento	44
Figura 15 – Geometria e dimensões dos CDPs usados nos ensaios longitudinal e transversal.....	45
Figura 16 – Máquina EMIC DL 30000 utilizada no ensaio de tração.....	46
Figura 17– Amostras posicionadas na mufla durante o ensaio de calcinação e no dessecador.....	47
Figura 18 – Código SLC para lâmina bidirecional de fibra de carbono ($0^{\circ}/90^{\circ}$) com 2 e 4 camadas, respectivamente.....	48
Figura 19 – Corpos de prova utilizados nos ensaios de tração	49
Figura 20 – Corpo de prova posicionado na máquina universal de ensaios durante o teste de tração.....	49
Figura 21 – Curva tensão-deformação obtida nos ensaios de tração	50
Figura 22 – Modos de falha dos laminados com 2 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido longitudinal	53
Figura 23 – Modos de falha dos laminados com 2 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido transversal	53

Figura 24 – Modos de falha dos laminados com 4 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido longitudinal	54
Figura 25 – Modos de falha dos laminados com 2 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido transversal	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resultados médios dos ensaios de tração	51
Tabela 2 – Limites de tensão e deformação para os ensaios de tração	51
Tabela 3 – Resultados de E1 e E2	51
Tabela 4 – Resultados dos ensaios de calcinação em mufla	55
Tabela 5 – Frações volumétricas	56

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
BMC	<i>Bulk Molding Compound</i>
CDP	Corpo de Prova
HS	<i>High Strength</i>
HT	<i>High Modulus</i>
IM	<i>Intermediate Modulus</i>
PAN	Poliacrilonitrila
RTM	<i>Resin Transfer Molding</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
SLC	<i>Standard Laminate Code</i>
SMC	<i>Sheet Molding Compound</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

ε_1	Alongamento longitudinal
ε_2	Alongamento transversal
C	Carbono
ν_{12}	Coefficiente de Poisson
ν_{21}	Coefficiente de Poisson
S	Compósito simétrico
d_f	Densidade da fibra
d_m	Densidade da matriz
d_c	Densidade do compósito
C_{ij}	Elementos da matriz de rigidez
m_f	Fração de massa de fibra
m_m	Fração de massa de matriz
ν_f	Fração volumétrica de fibra
ν_m	Fração volumétrica de matriz
ν_v	Fração volumétrica de vazios
S_{12}	Limite de cisalhamento
X_c	Limite de compressão longitudinal
Y_c	Limite de compressão transversal
X_t	Limite de tração longitudinal
Y_t	Limite de tração transversal
M_f	Massa da fibra
M_m	Massa da matriz
Q	Matriz de rigidez reduzida
$m_{cadinho}$	Massa do cadinho
M_c	Massa do compósito
m_{final}	Massa final
$m_{inicial}$	Massa inicial
G_{12}	Módulo de cisalhamento
E_1	Módulo de elasticidade longitudinal
E_2	Módulo de elasticidade transversal
T	Representação total de camadas

E_p	Resina epóxi
S_{ij}	Tensor compliance
F_{ijkl}	Tensor de quarta ordem
F_{ij}	Tensor de segunda ordem
σ_{ij}	Termos lineares de resistência de segunda ordem
V_c	Volume de compósito
V_f	Volume de fibra
V_m	Volume de matriz
V_v	Volume de vazios

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
2	OBJETIVOS	18
3	REVISÃO DE LITERATURA	19
3.1	MATERIAIS COMPÓSITOS	19
3.1.1	Vantagens dos compósitos	19
3.1.2	Classificações	20
3.1.2.1	Camada única (reforçados por fibra)	21
3.1.2.2	Multicamadas (reforçados por fibra)	21
3.1.2.2.1	Laminados	22
3.1.2.2.2	Híbridos	25
3.1.2.3	Compósitos particulados	26
3.2	MATRIZES	27
3.2.1	Matrizes poliméricas	27
3.2.1.1	Epóxi	27
3.2.2	Matrizes não poliméricas	28
3.2.2.1	Matrizes cerâmicas	28
3.2.2.2	Matriz metálica	28
3.3	FIBRAS	28
3.3.1	Fibra de carbono	30
3.3.2	Fibra de vidro	33
3.3.3	Kevlar	34
3.4	PROCESSOS DE FABRICAÇÃO	34
3.4.1	Laminação manual	35
3.5	COEFICIENTES DE ENGENHARIA	35
3.6	ENSAIO DE CALCINAÇÃO	37
3.7	ESTUDO DE UMA LÂMINA ORTOTRÓPICA	39
3.7.1	Estado plano de tensão	42
4	MATERIAL E MÉTODOS	44
4.1	LAMINAÇÃO MANUAL	44
4.2	ENSAIO DE TRAÇÃO	45
4.3	CALCINAÇÃO	46
5	DISCUSSÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS	48

5.1	ENSAIO DE TRAÇÃO.....	48
5.2	ENSAIO DE CALCINAÇÃO.....	55
6	CONCLUSÃO	58
6.1	SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS.....	59
7	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	60

1 INTRODUÇÃO

A Competição SAE BRASIL AeroDesign é um evento voltado para estudantes de engenharia, cujo foco é o desenvolvimento de projetos aeronáuticos desde a concepção até a realização de testes de voo. A competição é composta por três categorias distintas: Regular, Aberta e Micro, cada uma com requisitos específicos. De maneira geral, a categoria Regular possui maiores restrições, enquanto as categorias Aberta e Micro oferecem maior liberdade de projeto às equipes.

As avaliações e a classificação das equipes são realizadas em duas etapas: Competição de Projeto, na qual as equipes elaboram relatórios técnicos que justificam as decisões de engenharia e descrevem a aeronave desenvolvida, e Competição de Voo, em que as aeronaves enfrentam condições reais para demonstrar sua capacidade de voo e eficiência.

A Equipe de Competição Zebra de AeroDesign, composta por estudantes de engenharia do campus da UNESP em Ilha Solteira, compete na categoria Regular. Seu objetivo é projetar e desenvolver uma aeronave controlada por rádio que seja o mais leve possível, ao mesmo tempo em que tenha a capacidade de transportar a maior quantidade de carga paga. Para alcançar um bom desempenho nas competições, a área de Estruturas e Cargas desempenha um papel fundamental, sendo responsável por assegurar que a aeronave seja leve, resistente e capaz de suportar todas as forças aplicadas durante o voo e o transporte de carga.

Entre os materiais mais utilizados no *AeroDesign* estão a madeira balsa e materiais compósitos, como fibra de carbono e fibra de vidro, que oferecem uma excelente combinação de leveza e resistência, além de um custo relativamente baixo, o que os torna ideais para o projeto. Apesar de a equipe ter 20 anos de história, ainda existe uma lacuna de conhecimento sobre as propriedades dos materiais comumente utilizados. Por isso, é necessário aprofundar o estudo desses materiais.

O presente trabalho visa contribuir para a criação de uma biblioteca de propriedades mecânicas que poderá ser utilizada em futuros projetos de *AeroDesign*. Posteriormente, essas informações poderão servir de base para realizar a análise do arco do trem de pouso do avião por meio de simulações em elementos finitos, auxiliando no desenvolvimento de soluções mais eficientes e bem fundamentadas.

Para entender as propriedades da fibra de carbono, foi adotado o método de ensaio da norma ASTM D3039/D3039M, que é um padrão para testar a resistência à

tração de materiais compósitos com matriz polimérica. Esse ensaio consiste em realizar testes de tração em duas direções, longitudinal e transversal, para medir o módulo de elasticidade em ambos os sentidos, o coeficiente de Poisson e o módulo de cisalhamento. Além disso, foi realizado o ensaio de calcinação, que mede a variação de massa de uma amostra, retirada da fabricação dos corpos de prova para o ensaio de tração, sob uma temperatura constante, conforme a norma ASTM D2584.

Por fim, este trabalho busca variar a quantidade de camadas de fibra e resina, mantendo constante a proporção de resina-catalisador recomendada pelo fabricante e o mesmo tempo de cura para todas as amostras. As amostras foram confeccionadas por meio de laminação manual. Dessa forma, foi possível avaliar a influência desse parâmetro nas propriedades do material, visando sua otimização.

2 OBJETIVOS

Estudar as propriedades mecânicas da fibra de carbono utilizada no *AeroDesign* através dos ensaios de tração e calcinação, avaliar a influência da variação de camadas de fibra nas amostras, e contribuir para a criação de uma biblioteca de propriedades que possa otimizar futuros projetos.

3 REVISÃO DE LITERATURA

3.1 MATERIAIS COMPÓSITOS

Os materiais estruturais podem ser classificados em quatro categorias principais: metais, polímeros, cerâmicas e compósitos. Os materiais compósitos são formados a partir de dois ou mais materiais distintos, que contribuem para as propriedades finais. Diferentemente das ligas metálicas, os materiais em um compósito permanecem separados uns dos outros em nível microscópico.

A maioria dos compósitos de engenharia consiste em dois materiais: um elemento de reforço e uma matriz. O reforço é responsável por suportar os esforços mecânicos transferidos pela matriz, enquanto a matriz tem a função de transferir os esforços mecânicos para o reforço e proporcionar maior tenacidade, resistência à fadiga e à corrosão. Fibras de vidro, fibras aramida e fibras de carbono são os elementos de reforço mais utilizados na fabricação de materiais compósitos, devido ao seu bom desempenho em aplicações que exigem alta rigidez e baixo peso (Marinucci, 2011).

Os metais e outros materiais tradicionais de engenharia são uniformes, ou isotrópicos, por natureza. Isso significa que suas propriedades materiais, como resistência, rigidez e condutividade térmica, independem da posição dentro do material e da escolha do sistema de coordenadas (Shigley, 2005). A natureza descontínua dos reforços compostos, contudo, significa que as propriedades materiais podem variar em posição e direção.

Existem aplicações em que as solicitações muitas vezes não exigem as mesmas condições de resistência para todas as direções. Nesses casos, é vantajoso combinar diferentes tipos de reforços, como fibra de vidro com fibra aramida, fibra de vidro com fibra de carbono ou fibra de carbono com fibra aramida. Esses compósitos são denominados compósitos híbridos e permitem obter propriedades específicas que não seriam alcançadas com um único tipo de fibra (Marinucci, 2011).

3.1.1 Vantagens dos compósitos

Entre as principais vantagens, destacam-se: baixo peso, alta resistência e rigidez específicas, boa resistência à fadiga, resistência ao desgaste e à corrosão, versatilidade no design, ampla combinação de fibras e matrizes, estabilidade

dimensional, baixa transmissão de ruído, longa vida útil e baixo consumo energético no processamento.

Do ponto de vista mecânico, o desempenho dos compósitos reforçados com fibras está relacionado à sua elevada resistência e rigidez específicas, características particularmente importantes quando a redução de peso é fundamental. Em comparação com metais como aço e alumínio, esses materiais podem proporcionar propriedades superiores, especialmente quando as fibras são orientadas adequadamente. Contudo, configurações isotrópicas ou biaxiais tendem a reduzir o desempenho específico em relação às lâminas unidirecionais, porém apresentam um comportamento mecânico mais equilibrado entre diferentes direções carregadas.

Outra vantagem fundamental é a liberdade de projeto, permitindo adaptar forma, espessura, combinação fibra/matriz e orientação das fibras de acordo com requisitos estruturais específicos, além de possibilitar o desenvolvimento de componentes integrados e com modos de falha mais controláveis.

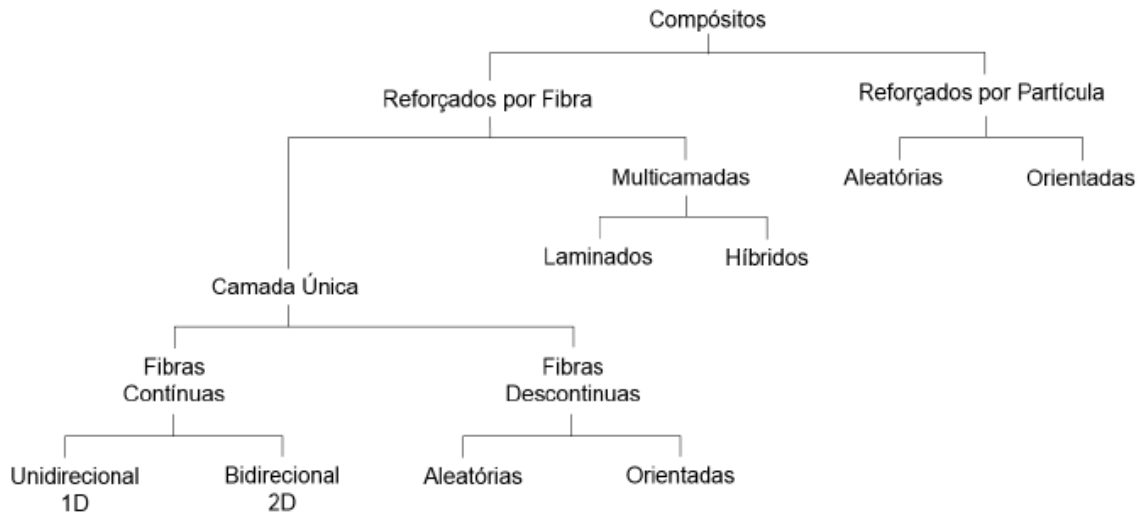
No aspecto econômico, apesar do custo inicial mais elevado, os compósitos podem oferecer melhor relação custo-benefício ao longo do ciclo de vida devido à menor demanda energética no processamento, maior durabilidade e eficiência estrutural. Além disso, a evolução tecnológica tem reduzido significativamente os custos, como observado no caso de fibras de grafite.

3.1.2 Classificações

A geometria do reforço influencia significativamente a resistência do compósito. Por esse motivo, os materiais compósitos são classificados com base na configuração das fibras ou do reforço empregado, como é proposto esquematicamente no diagrama mostrado pela Figura 1.

Os compósitos podem ser reforçados por fibra ou por partículas. No caso das fibras, podem formar camada única ou multicamadas, sendo estas subdivididas em laminados ou híbridos. As camadas únicas podem conter fibras contínuas (com orientação unidirecional ou bidirecional) ou fibras descontínuas, que podem ser aleatórias ou orientadas. Já os compósitos reforçados por partículas são classificados conforme a orientação das partículas, podendo ser aleatórias ou orientadas.

Figura 1 – Classificação dos materiais compósitos sintéticos e naturais



Fonte: Al-Qureshi (1983).

3.1.2.1 Camada única (reforçados por fibra)

O termo fibra, conforme a *American Society for Testing and Materials* (ASTM), refere-se a um material que se caracteriza por apresentar um uma razão mínima entre o comprimento e a dimensão transversal média de 10:1, uma área máxima de seção transversal de $5,1 \cdot 10^{-4} \text{ cm}^2$ e uma dimensão transversal máxima de 0,0254 cm.

As fibras podem ser contínuas ou descontínuas. Em compósitos de fibras contínuas, a transferência de carga é mais eficiente; já nos compósitos de fibras descontínuas, a função da matriz torna-se mais crítica. As descontínuas apresentam resistência proporcional em quase todas as direções do laminado. Já as contínuas oferecem maior resistência nas direções em que estão orientadas, unidirecionais ou bidirecionais. Quando as lâminas possuem a mesma orientação e material, o laminado é considerado um compósito de camada única (Al-Qureshi, 1983).

3.1.2.2 Multicamadas (reforçados por fibra)

Os laminados unidirecionais ou tecidos são feitos de várias camadas idênticas ou diferentes, empilhadas em várias orientações e unidas em um “compósito multicamadas” pelo processo final de cura.

O compósito multicamadas é a forma de compósito mais comumente usada em estruturas de engenharia. É o componente básico pronto para montagem e produção do produto final.

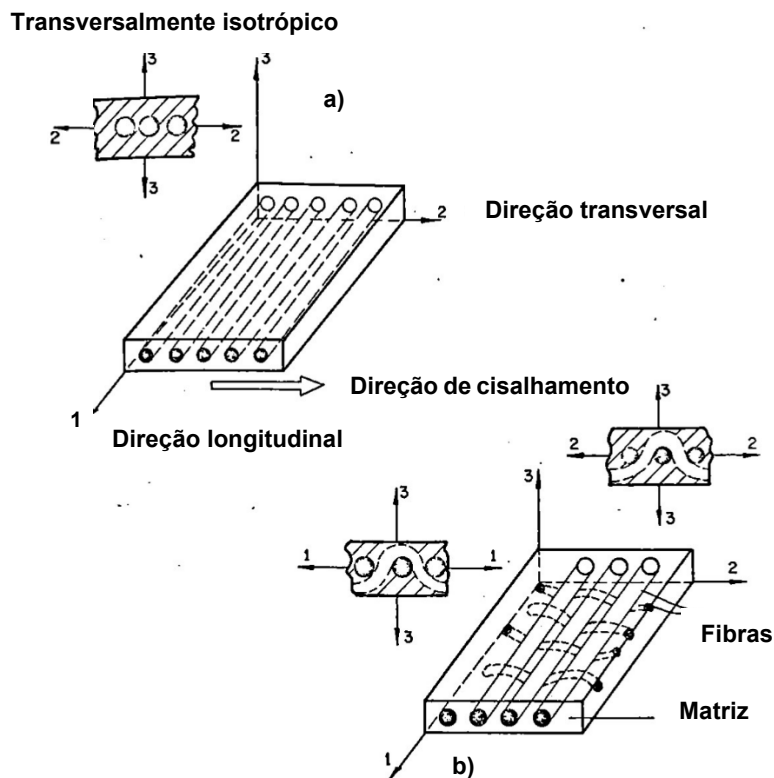
Existem dois tipos de compósitos multicamadas, discutidos separadamente:

3.1.2.2.1 Laminados

Segundo Al-Qureshi (1983), elementos estruturais ou laminados feitos de compósitos fibrosos consistem em várias camadas distintas de lâmina. A lâmina é um arranjo de fibras, geralmente feito do mesmo material constituinte, organizados em um conjunto plano ou curvo (por exemplo, resina e fibra de vidro).

Uma lâmina típica é mostrada esquematicamente na Figura 2. Em geral, a lâmina apresenta comportamento ortotrópico com três planos ortogonais de simetria. Esses planos são paralelos aos eixos 1, 2 3. O eixo perpendicular às fibras é chamado de eixo transversal, enquanto o eixo paralelo é chamado de eixo longitudinal.

Figura 2 – Representação esquemática dos tipos de lâminas: a) fibras unidirecionais, b) fibras tecidas



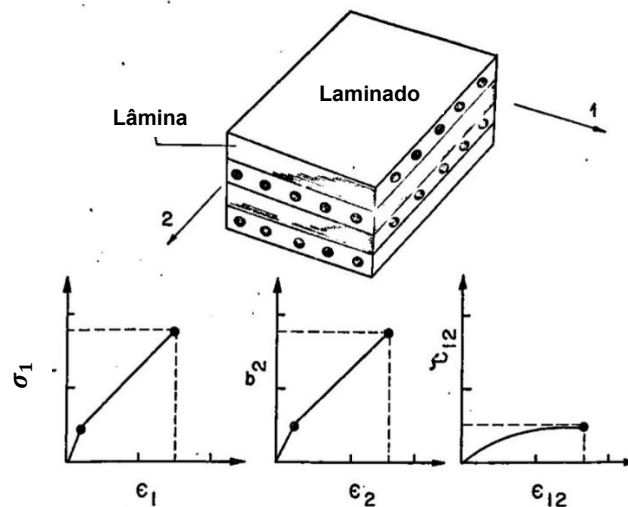
Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

No caso dos compósitos unidirecionais, as propriedades mecânicas são mais fortes no eixo 1 ou direção longitudinal. Pode-se assumir que as propriedades nas outras duas direções (2 e 3) são iguais, nesse caso, a lâmina é considerada transversalmente isotrópica.

Para lâminas com fibras tecidas (por exemplo $0^{\circ}/90^{\circ}$), a lâmina apresenta isotropia transversal em dois planos ortotrópicos, ou seja, planos 1-3 e 2-3.

Ainda segundo Al-Qureshi (1983), um laminado é um compósito multicamadas onde os materiais constituintes em cada lâmina (folha) são feitos do mesmo material (por exemplo, vidro/epóxi). Entretanto, não é necessário que cada camada tenha a mesma orientação ou espessura. Um laminado típico ($0^\circ/90^\circ$) é mostrado na Figura 3, e possui dois eixos perpendiculares de alinhamento das fibras.

Figura 3 – Resposta tensão-deformação de um laminado típico $0^\circ/90^\circ$ sob carregamento



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

Como esses dois eixos são simétricos em relação ao alinhamento das fibras, as propriedades mecânicas são quase as mesmas em cada uma dessas direções.

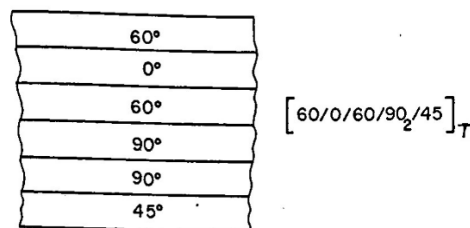
Cada laminado possui propriedades e características únicas e, portanto, devem ser claramente identificados quando usado em dados numéricos ou quantitativos. O código padrão do laminado (SLC) é utilizado para especificar, de forma clara, a orientação de uma camada específica em relação a um eixo de referência, número de camadas em cada orientação e a sequência exata de empilhamento das camadas que formam um laminado. Assume-se que todas as camadas possuem espessura e propriedades idênticas.

Cada lâmina de um laminado é identificada por um número que representa o ângulo, em graus, entre a direção principal das fibras e o eixo de referência do laminado (geralmente o eixo x ou eixo 1), sendo a orientação 0° alinhada a esse eixo. As lâminas são listadas na ordem de empilhamento, ou seja, da primeira camada depositada até a última, e essa sequência é indicada entre colchetes, podendo ser usados parênteses apenas como alternativa de digitação. Camadas adjacentes com

ângulos diferentes são separadas por barras (/), compondo o código de sequenciamento conhecido como *lay-up*. Quando camadas vizinhas apresentam a mesma orientação, essa repetição é indicada por um subscrito numérico. Além disso, um subscrito “T” colocado após o colchete indica que o código corresponde ao laminado completo.

A Figura 4 mostra a representação de um material compósito laminado segundo o SLC.

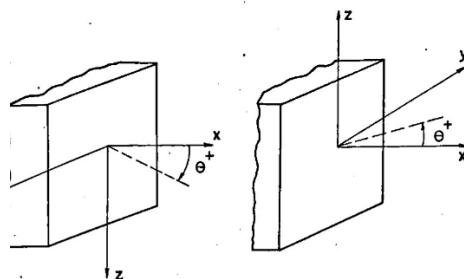
Figura 4 – Representação de um laminado segundo o SLC



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

A convenção de sinais estabelece que orientações descritas no sentido anti-horário em relação ao eixo de referência são consideradas positivas, enquanto orientações no sentido horário são consideradas negativas, conforme ilustra a Figura 5.

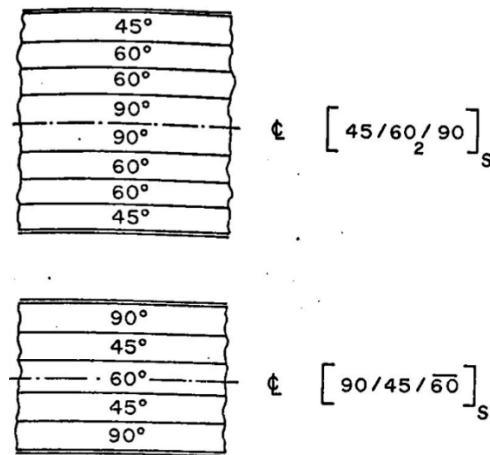
Figura 5 – Convenção de sinais para o SLC



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

Os laminados construídos colocando as lâminas simetricamente em relação ao plano médio são chamados de laminados simétricos. Esses laminados exigem apenas a especificação de metade da sequência de empilhamento, sendo o subscrito “S” no colchete um indicativo de que apenas metade do laminado é mostrada, sendo a outra metade simétrica, conforme ilustra a Figura 6.

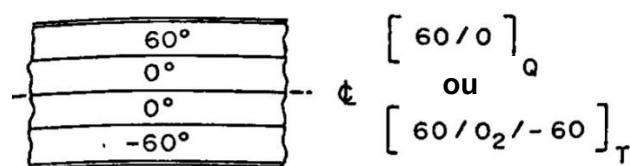
Figura 6 – Representação de um laminado simétrico



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

Laminados que seriam simétricos em relação ao plano central, exceto pelo fato de que as metades dos pares correspondentes de lâminas possuem sinais diferentes, são chamados de quase-simétricos. Eles são codificados da mesma forma que os laminados simétricos, exceto pela designação do subscrito “Q” em vez do subscrito “S”. O ângulo positivo é assumido como sendo no sentido horário. A Figura 7 demonstra um exemplo para o caso de laminado quase-simétrico.

Figura 7 – Representação de um laminado quase-simétrico



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

3.1.2.2 Híbridos

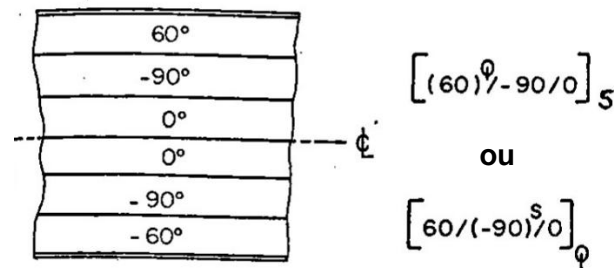
Não é incomum que fabricantes utilizem um compósito no qual várias fibras diferentes sejam combinadas para fornecer um material com as vantagens oferecidas por cada tipo.

Apesar de cada camada individual ser constituída do mesmo material base, ela pode diferir de outra lâmina quanto à fração volumétrica de cada constituinte, ao tipo ou forma de reforço empregado (como fios, tecidos ou fibras), à orientação das fibras

em relação aos eixos de referência e até mesmo pela utilização de diferentes materiais de fibra e/ou matriz. Dessa forma, compósitos multicamadas formados por lâminas com materiais distintos são denominados laminados híbridos.

A ilustração do código para laminado híbrido é mostrada na Figura 8.

Figura 8 – Representação esquemática do laminado híbrido



Fonte: Adaptado de Al-Qureshi (1983).

Outra forma de classificar os laminados é pela orientação das camadas. Um laminado unidirecional *on-axis* é composto por lâminas cujas fibras estão alinhadas com o eixo de referência, proporcionando maior resistência e rigidez em uma única direção. Já o laminado unidirecional *off-axis* também possui fibras orientadas em uma única direção, porém com um ângulo diferente em relação ao eixo de referência, o que altera suas propriedades mecânicas.

O laminado *angle-ply* é formado por lâminas dispostas em ângulos alternados em relação ao eixo de referência, geralmente em pares positivos e negativos, como por exemplo: $+θ / -θ / +θ / -θ$. Essa configuração melhora a resistência ao cisalhamento e a estabilidade estrutural.

Por fim, o laminado *cross-ply* apresenta lâminas alternadas nas direções 0° e 90°, ou seja, perpendiculares entre si. Essa configuração oferece boa rigidez em duas direções principais e é muito utilizada em aplicações que exigem resistência multidirecional.

3.1.2.3 Compósitos particulados

Uma partícula, geralmente, é pequena em dimensões e classificada como não fibrosa. A vantagem principal do uso de partículas em compósitos é o aumento da rigidez, embora sua contribuição para o fortalecimento estrutural seja limitada. Além disso, elas são empregadas para modificar propriedades gerais da matriz, podendo

melhorar o desempenho térmico e elétrico, otimizar a resistência em altas temperaturas, reduzir o atrito, diminuir custos de fabricação, facilitar a usinabilidade, aumentar a resistência ao desgaste e à abrasão, elevar a dureza superficial e reduzir a retração. Exemplos típicos de compósitos particulados são concretos, pneus, entre outros.

3.2 MATRIZES

Segundo Al-Qureshi (1983), os principais propósitos da matriz são fornecer um meio adequado para a transferência de carga às fibras, permitindo que elas atuem de forma integrada no material compósito, além de apoiar e proteger as fibras no interior do compósito. Geralmente, as matrizes apresentam menor módulo, densidade e resistência que a fase descontínua das fibras.

3.2.1 Matrizes poliméricas

Segundo Mallick & Newman (1990), as matrizes para compósitos poliméricos podem ser de materiais termoplásticos e termorrígidos, incluindo-se nesta classe os materiais elastômeros. As matrizes termorrígidas oferecem algumas vantagens que impulsionam o seu uso em compósitos, tais como: ser estáveis termicamente; não fundirem ou amolecerem; e obter excelente aplicabilidade. Atualmente incluem epóxi, fenólicas, poliéster e outros resinas termostáveis.

As resinas termoplásticas, por sua vez, caracterizam-se por uma estrutura macromolecular linear que amolece repetidamente quando aquecida e endurece quando resfriada. Essa classe inclui: poliamidas, polisulfonas, copolímeros, acrílicos, celulósicos, polietilenos, vinis, nylons e vários materiais fluorocarbonados. Os termoplásticos são adequados para alta produção e flexibilidade de design.

3.2.1.1 Epóxi

Segundo Al-Qureshi (1983), os epóxios contêm um ou mais grupos epoxídicos e podem ser convertidos para o estado termofixo por meio de um agente de cura adequado. Suas aplicações são limitadas ao enrolamento de filamentos e à laminação. Os epóxios convencionais utilizados são éteres diglicidílicos do bisfenol A e éteres glicidílicos de novolacas. O sistema de resina é curado por reação com aminas orgânicas ou compostos ácidos, tornando-se rígido e infusível.

Além das vantagens apresentadas pelas resinas termofixas, os epóxis possuem boa adesão, alta resistência e baixa retração durante a cura, além de excelentes propriedades elétricas. Também é possível combinar diferentes tipos de agentes de cura com o epóxi, dependendo da aplicação. Geralmente, o sistema epóxi-resina é limitado a temperaturas de aproximadamente 300 °F.

Vale mencionar que as resinas epóxi não geram água de condensação durante a polimerização, resultando em laminados sólidos e livres de bolhas.

3.2.2 Matrizes não poliméricas

São classificadas principalmente em dois grupos: metálicas e cerâmicas.

3.2.2.1 Matrizes cerâmicas

Onde a matriz é um material cerâmico, geralmente não metálico e inorgânico. São predominantemente formadas por materiais como carbetos de silício (SiC), óxido de alumínio (Al_2O_3), nitreto de silício (Si_3N_4) e carboneto de boro (B_4C). São conhecidas pela sua elevada resistência à temperatura, resistência à corrosão e leveza. Entretanto, apresentam elevada fragilidade, o que demanda reforço para ampliar sua confiabilidade estrutural.

3.2.2.2 Matriz metálica

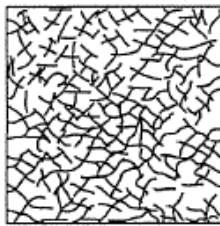
O desenvolvimento desse tipo de matriz ainda está em andamento com o objetivo de unir filamentos a matrizes metálicas à base de alumínio, titânio, níquel e metais refratários. O progresso mais significativo já obtido comercialmente ocorreu com o revestimento de ligas de magnésio ao redor dos filamentos e com compósitos de boro-alumínio. Contudo, o processo de fabricação envolvido permanece complexo e de alto custo.

3.3 FIBRAS

Segundo Marinucci (2011), as fibras utilizadas em compósitos poliméricos são formadas por milhares de monofilamentos contínuos, orientados em uma única direção e unidos por um material aglutinante. Podem ser torcidas (*yarns*) ou não torcidas (*rovings*), e são produzidas na forma de filamentos contínuos (tecido) ou fibras curtas (mantas), conforme a aplicação e o processo de fabricação do compósito.

Ainda segundo Marinucci (2011), as mantas apresentam as vantagens de fácil aplicação, excelente molhabilidade e boa moldabilidade, especialmente em moldes com contornos complexos. Além disso, permitem a produção de laminados mais homogêneos e com espessura controlada, quando comparadas às fibras picadas. A maior desvantagem está associada às baixas propriedades mecânicas e elásticas que o material possui em relação às fibras contínuas. A Figura 9 é uma ilustração da orientação das fibras em uma manta.

Figura 9 – Orientação das fibras em uma manta

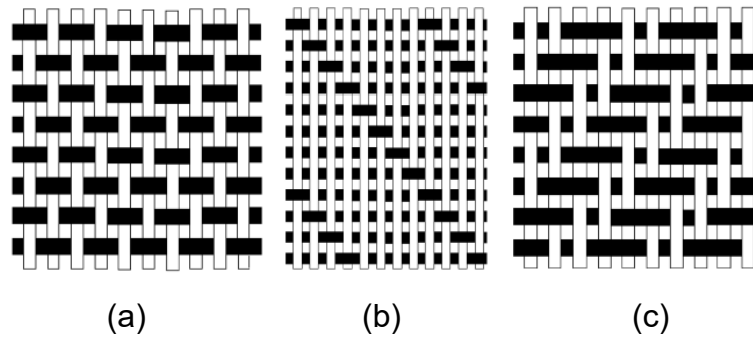


Fonte: Shigley (2005).

Na tecelagem industrial há dois tipos de fios que constroem o tecido, um denominado de urdume, que é o fio base ou fios de teia para tecelagem e outro denominado de trama, que são os fios que entrelaçam o urdume, permitindo assim a construção de tecidos, possibilitando resistências diferentes nestas duas direções (Albers, 1965).

Os tecidos podem ser classificados em três grupos principais: tipo plano, tipo cetim e tipo diagonal. O tecido tipo plano, ou *plain*, consiste em cabos interlaçados do urdume e da trama que se dispõem em um padrão, onde cabos da trama entrelaçam acima e abaixo dos cabos do urdume, conforme mostra a Figura 10 (A). O tecido diagonal, ou *twill*, é facilmente identificável pelas linhas diagonais; seus cabos são usualmente bem empacotados e espaçados na largura exata do mesmo, o que mantém firmes em sua posição como mostra a Figura 10 (B). O tecido tipo cetim, conhecido como *harness satin* (HS), apresenta camadas assimétricas, nas quais os entrelaçamentos ocorrem em intervalos de, no mínimo, três cabos acima e um abaixo, podendo chegar a onze cabos acima e um abaixo, como mostra a Figura 10 (C).

Figura 10 – Principais tipos de tecido utilizados: a) plano, b) diagonal, c) cetim



Fonte: Baker, Dutton e Kelly (2004).

3.3.1 Fibra de carbono

A fibra de carbono possui um alto módulo de elasticidade e baixa deformação e, por isso, é o reforço predominante na fabricação de compósitos estruturais.

O primeiro registro técnico da obtenção de fibras de carbono foi feito em 1878 por Thomas Edison, que converteu fibras de algodão e, posteriormente, de bambu em fibras de carbono, com o objetivo de utilizá-las como filamentos incandescentes em lâmpadas elétricas. Em 1910, as indústrias de materiais elétricos substituíram as fibras de carbono por filamentos de tungstênio, perdendo o interesse no desenvolvimento de materiais carbonosos.

O interesse pelas fibras de carbono foi renovado na década de 1950, com o advento da propulsão a jato, que possibilitou o desenvolvimento de aeronaves mais velozes e de maior porte. As primeiras fibras de carbono produzidas em escala comercial foram desenvolvidas pela *Union Carbide Company*, utilizando o mesmo princípio empregado por Thomas Edison, porém com fibras de *rayon* como material precursor.

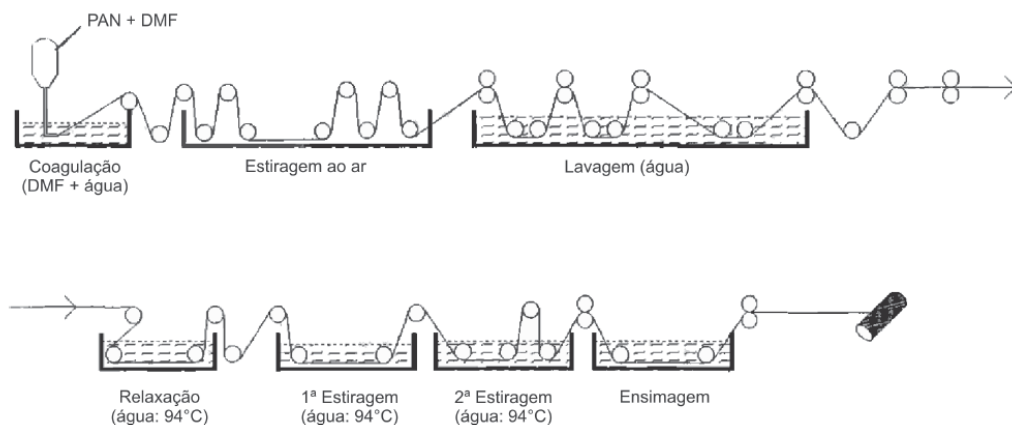
Durante a década de 1960, pesquisadores da mesma companhia demonstraram ser possível obter fibras de carbono com alto módulo de elasticidade (até 700 GPa) por meio do processo de estiramento das fibras a quente, em temperaturas superiores a 2200 °C.

Paralelamente a esse trabalho, Shindo pesquisava o polímero poliácridonitrila (PAN) como possível material precursor de fibras de carbono. A importância da PAN como material precursor aumentou com os estudos realizados por pesquisadores britânicos, principalmente Watt e Johnson, que obtiveram fibras de carbono com alta resistência à tração, oxidando previamente a PAN sob tensão e sem a necessidade da etapa de estiramento a quente exigida pelo precursor de *rayon* (Del'Arco, 1992).

Segundo Marinucci (2011), as matérias-primas para fabricação de fibras de carbono são a poliacrilonitrila (PAN), o *rayon* e o piche mesofásico, das quais, principalmente por razões econômicas, prevaleceu a primeira. Desse modo, as fibras de carbono disponíveis comercialmente utilizam a PAN como material precursor.

A poliacrilonitrila é uma fibra acrílica que possui uma estrutura molecular que faz lembrar o polietileno, no qual um átomo de hidrogênio foi substituído por um grupo nitrila. A síntese da PAN é feita utilizando-se acrilonitrila, acrilato de metila e ácido itacônico, e, por um processo de fiação a úmido, obtém-se a fibra de poliacrilonitrila (Marinucci, 2011). A Figura 11 ilustra o processo de fabricação da fibra de PAN.

Figura 11 – Esquema de fiação da fibra de PAN



Fonte: Marinucci (2011).

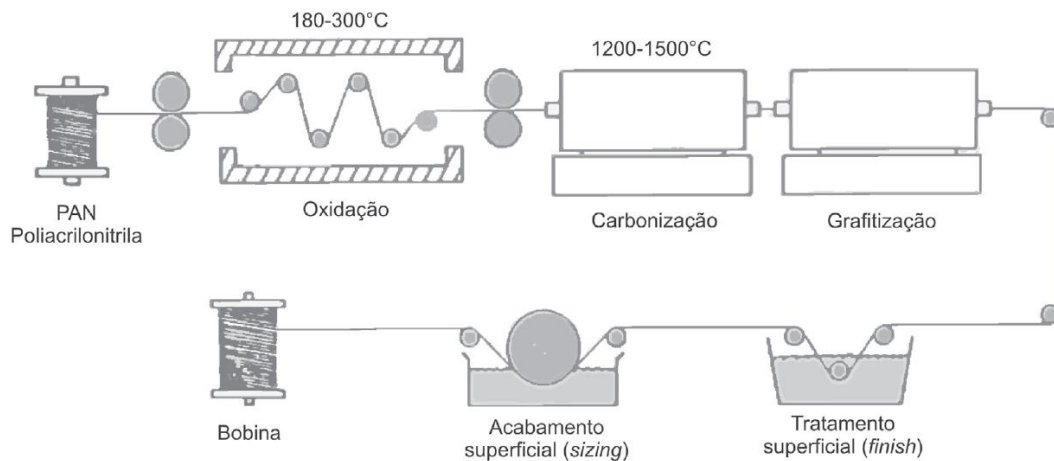
Segundo Marinucci (2011), o processo de fabricação de fibras de carbono a partir da poliacrilonitrila (PAN) inicia-se com a fiação úmida, seguida por duas etapas de estiramento (a frio e a quente), visando orientar as cadeias poliméricas. Após isso, aplica-se a ensimagem (*sizing*) para aglutinar e proteger os filamentos, realizando em seguida a secagem e o bobinamento. Nessa fase, a PAN apresenta cristalinidade de aproximadamente 60%, resistência à tração de 750 MPa e módulo de elasticidade de 10 GPa, sendo inadequada para aplicações estruturais.

As propriedades mecânicas são significativamente aprimoradas após as etapas de oxidação, carbonização e, em alguns casos, grafitação. Durante a oxidação, realizada entre 180 °C e 300 °C em atmosfera oxidante, a estrutura linear da PAN é transformada em anéis cíclicos, elevando o teor de carbono para cerca de 60%. Na carbonização, a fibra é submetida a temperaturas de até 1400 °C em atmosfera inerte (geralmente nitrogênio), alcançando teores de carbono entre 92 e 93%, resistência superior a 3300 MPa e módulo de elasticidade acima de 230 GPa.

A grafitação, realizada em temperaturas superiores a 2000 °C, confere ainda maior módulo de elasticidade. As fibras são classificadas conforme suas propriedades finais em alta resistência (HS), alto módulo (HT) e módulo intermediário (IM).

Por fim, o tratamento superficial (*finish*) promove a adesão química entre a fibra e a matriz polimérica por meio da introdução de grupos funcionais, enquanto o acabamento superficial (*sizing*) protege a fibra e facilita o manuseio, garantindo compatibilidade com resinas estruturais, especialmente as resinas epóxi (Marinucci, 2011). A Figura 12 ilustra as etapas de fabricação da fibra de carbono.

Figura 12 – Ilustração esquemática do processo de fabricação da fibra de carbono



Fonte: Marinucci (2011).

Os compósitos de fibra de carbono são extremamente rígidos, resistentes e leves, e o desempenho específico é superior ao dos metais e outros materiais estruturais. Além disso, apresentam comportamento perfeitamente elástico até a falha e não exibem escoamento ou região plástica.

As fibras de carbono são consideradas perfeitamente elásticas, toda energia de impacto é absorvida até a deformação máxima. Ao atingir a deformação máxima, os compósitos de fibra de carbono falham repentinamente, desenvolvendo trincas na direção transversal às fibras ou por cisalhamento interlaminar (Al-Qureshi, 1983).

De forma geral, os compósitos de fibra de carbono apresentam menor resistência ao impacto quando comparados a metais convencionais, especialmente materiais metálicos dúcteis, como alumínio e aço. Além disso, as fibras de carbono podem sofrer oxidação em temperaturas elevadas, tipicamente acima de

aproximadamente 500 °C, o que compromete suas propriedades mecânicas e estruturais.

Vale mencionar que as fibras de carbono foram desenvolvidas principalmente para atender à necessidade na construção de aeronaves por um material leve com resistência específica e rigidez específica superiores às oferecidas pelos metais e ligas existentes. As primeiras aplicações estavam concentradas quase exclusivamente nas indústrias aeronáutica e aeroespacial, onde as vantagens de desempenho e economia de peso justificavam os altos custos de material e fabricação. Hoje, a disseminação das aplicações é muito maior, embora o setor aeroespacial ainda represente uma parte significativa da produção mundial, com muitos componentes agora em produção regular. No espaço, praticamente todos os programas de satélites envolvem fibras de carbono.

As aplicações em aeronaves comerciais também estão em estágio avançado de desenvolvimento. Além disso, as aplicações comerciais das fibras de carbono tiveram um avanço significativo, como nas indústrias de transporte, médica, engenharia geral, esportes e lazer. É evidente, então, que a demanda por fibras de carbono está crescendo rapidamente, tanto em termos de quantidade quanto de área de aplicação.

3.3.2 Fibra de vidro

Segundo Al-Qureshi (1983), para fins de reforço, um dos vidros mais utilizados é o vidro E, que contém alumina e sílica; a maioria dos tecidos é fabricada a partir desse vidro devido às suas propriedades relativamente elevadas e ao baixo custo. A desvantagem mais significativa do vidro E, em comparação com outras fibras, é o seu baixo módulo de elasticidade, o que impede a obtenção de uma rigidez específica elevada.

Os vidros E e S são ricos em óxido de chumbo e são empregados como barreira contra radiações. O vidro tipo E é usado principalmente para aplicações comerciais, enquanto o vidro tipo S é usado principalmente para indústrias aeroespaciais, devido à alta resistência.

As fibras de vidro geralmente apresentam alta resistência à tração, mas módulo de elasticidade relativamente baixo.

À medida que a temperatura de serviço aumenta, todas as fibras de vidro perdem grande parte de sua resistência e apresentam uma redução no módulo de elasticidade, que já é relativamente baixo.

3.3.3 Kevlar

Segundo Al-Qureshi (1983), *Kevlar* é um produto desenvolvido pela Du Point feito de fibras sintéticas com alto módulo baseadas em uma poliamida aromática altamente orientada.

Comercialmente, existem três tipos de *Kevlar*. O primeiro é o *Kevlar*, usado principalmente para substituir aço em pneus e aplicações similares. O segundo é o *Kevlar 29* (PRD-29), semelhante ao *Kevlar* em classe, mas com propriedades melhores e capacidade de absorver mais energia antes da fratura final. Este tipo foi desenvolvido para aplicações como tecidos balísticos, especialmente para blindagem corporal, cuja função é reduzir o impacto transmitido ao corpo por projéteis de alta energia (Al-Qureshi, 1983), e é usado para cabos e cintas. Por fim, a aramida (ou PRD-49), que é usada principalmente para estruturas compósitas filamentosas, muito utilizado para aplicações de tração.

Ainda segundo Al-Qureshi (1983), as principais características do *Kevlar* são baixa densidade (em torno de $1,45 \text{ g/cm}^3$), a menor entre as fibras, alta resistência ao impacto, superior à do boro, fibra de vidro e fibra de carbono, além de ser facilmente usinado e apresentar excelentes propriedades de conformação, reduzindo custos de ferramentas. Além disso, o *Kevlar* possui baixa expansão térmica, tornando-o adequado para estruturas que exigem estabilidade dimensional, e possuem excelentes propriedades dielétricas e isolantes.

Por outro lado, o *Kevlar* e polímeros sintéticos são geralmente sensíveis à temperatura de serviço, devendo ser baixa o suficiente para evitar degradação térmica das fibras. Ele perde a resistência por volta de $200 \text{ }^\circ\text{C}$. Além disso, possui menor resistência à compressão do que fibras de carbono e boro.

3.4 PROCESSOS DE FABRICAÇÃO

Os processos de fabricação de peças, componentes e estruturas em materiais compósitos podem ser divididos em processos de molde aberto, nos quais o acabamento é mais liso e uniforme em apenas uma das faces, e processos de molde

fechado, nos quais é possível obter acabamento liso em ambas as faces, sendo necessário um par de moldes, chamados de macho e fêmea ou moldes de encaixe.

Alguns dos processos de molde aberto incluem: laminação manual (*hand lay-up*), laminação por projeção (*spray-up*), enrolamento filamentar (*filament winding*) e infusão. Já os processos de molde fechado são: moldagem por transferência de matriz (*resin transfer molding* - RTM) e a moldagem por prensagem (SMC e BMC).

3.4.1 Laminação manual

Devido à sua praticidade, baixo custo e facilidade de execução, a laminação manual é amplamente utilizada pelas equipes de competição SAE AeroDesign.

Segundo Gibson (1994), o processo consiste, inicialmente, em revestir o molde com a forma desejada utilizando um desmoldante, que evita a aderência da matriz de resina ao molde. Em seguida, aplica-se uma camada de resina polimérica, seguida por uma camada de tecido, manta ou picotado. Para garantir a completa impregnação das fibras e eliminar bolhas de ar, pode-se utilizar um rolo. O procedimento é repetido em camadas sucessivas até atingir a espessura e o número de camadas desejados. Por fim, realiza-se a cura da resina polimérica na temperatura necessária.

A quantidade de camadas, o tipo de reforço, a orientação das fibras e a sequência de formação de camadas devem seguir rigorosamente as especificações do projeto, uma vez que esses parâmetros influenciam diretamente as propriedades mecânicas e estruturais do compósito. Além disso, segundo Marinucci (2011), a qualidade final da peça está fortemente associada à habilidade do laminador.

3.5 COEFICIENTES DE ENGENHARIA

De acordo com a norma ASTM D3039/D3039M, o ensaio de tração em materiais compósitos com matriz polimérica consiste em carregar, em tração, até a ruptura, um corpo de prova plano e retangular, utilizando uma máquina de ensaio universal. O resultado obtido é a curva tensão-deformação. Por meio deste ensaio, é possível determinar os módulos de elasticidade longitudinal e transversal (E_1 e E_2 , respectivamente), os coeficientes de Poisson (ν_{12} e ν_{21}) e o módulo de cisalhamento (G_{12}) para cada ensaio nos sentidos longitudinal e transversal para cada fibra.

O coeficiente de Poisson ν_{12} é definido pela Equação 1:

$$\nu_{12} = - \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (1)$$

E o coeficiente de Poisson ν_{21} é definido na Equação 2:

$$\nu_{21} = - \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2} \quad (2)$$

Já o módulo de cisalhamento G_{12} é definido pela Equação 3:

$$G_{12} = \frac{E_1}{2(1+\nu_{12})} \quad (3)$$

É fundamental que os corpos de prova sejam preparados corretamente para minimizar a dispersão dos resultados. Falhas na fixação podem causar ruptura prematura, assim como o desalinhamento do corpo de prova na máquina.

A norma recomenda uma amostragem mínima de cinco corpos de prova por condição e especifica uma geometria de seção retangular, com comprimento suficiente para evitar falhas na garra. Todos os instrumentos devem estar calibrados.

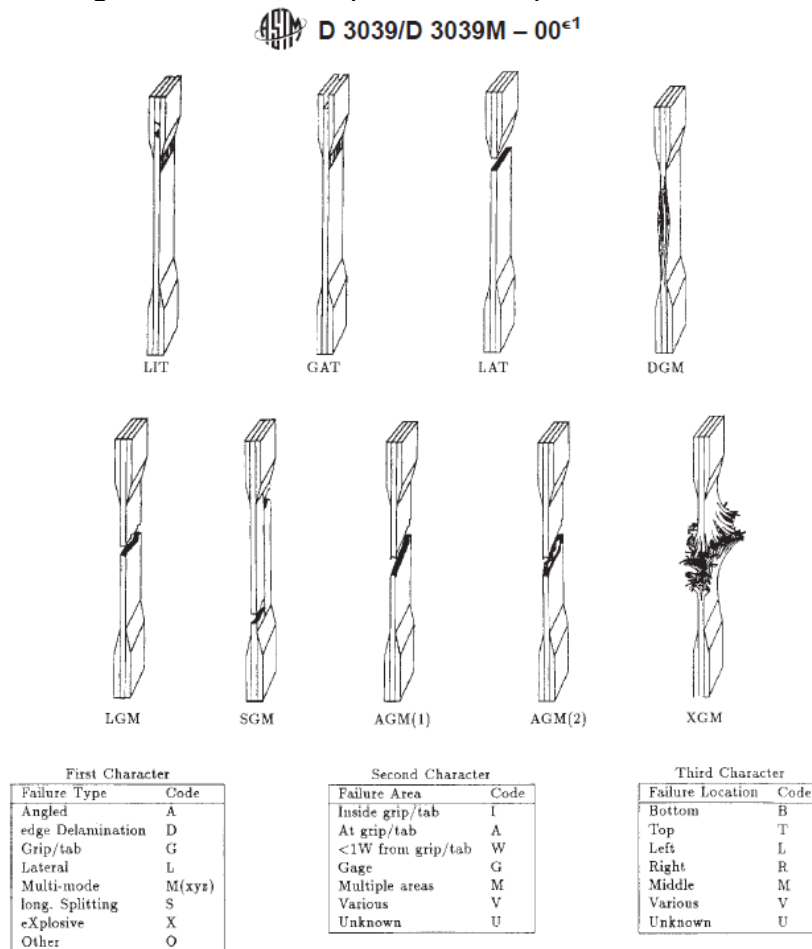
Outrossim, é importante registrar o modo e a localização da falha do CDP. A Figura 13 apresenta o código referente aos tipos de falha possíveis nos ensaios de tração. Cada modo de falha deve ser representado por um código composto por três letras, indicando respectivamente: tipo de falha, área da falha e localização da falha.

O tipo de falha pode ser: angulado (A), delaminação da borda (D), falha na região de garra/*tab* (G), lateral (L), múltiplos modos (M), grandes dimensões (S), explosiva (X) ou outro (O).

A área da falha pode ocorrer dentro da região de garra/*tab* (I), no *tab* (A), dentro do comprimento efetivo (G), em múltiplas áreas (M), em várias regiões (V) ou ser desconhecida (U).

Por fim, a localização da falha pode ser no fundo (B), topo (T), esquerda (E), direita (R), meio (M), em várias regiões (V) ou desconhecida (U).

Figura 13 – Código referente aos tipos de falha possíveis nos ensaios de tração



Fonte: ASTM D3039/D3039M.

3.6 ENSAIO DE CALCINAÇÃO

Após a fabricação de um material compósito, nota-se que sua composição total não é constituída apenas pela fibra e pela matriz, podendo existir também a presença de vazios que contribuem para o volume total da peça. Dessa forma, é de extrema importância a determinação da quantidade de vazios, além da quantidade exata de fibra e matriz através de amostras do material final por meio de ensaios específicos.

Um modo muito utilizado para a determinação da quantidade de vazios em compósitos é o ensaio de calcinação. Esse ensaio consiste em submeter a amostra a uma condição controlada de temperatura ou tempo, a fim de promover a degradação térmica completa da matriz, permitindo a quantificação da variação de massa resultante. Para isso, a temperatura utilizada deve ser suficientemente elevada para que toda a matriz seja calcinada, restando apenas a massa da fibra.

A norma ASTM D2584-94 estabelece o procedimento detalhado para execução do ensaio, incluindo diretrizes para preparo de amostras, condições de aquecimento,

dimensões recomendadas e modo correto de pesagem. Durante o processo, registra-se a massa inicial do cadinho contendo a amostra e, ao término, mede-se a massa final do cadinho contendo apenas as fibras remanescentes. A partir desses valores, é possível calcular a frações volumétricas do compósito.

Al-Qureshi (1983) define a sequência de cálculos para a obtenção das frações volumétricas do compósito. Considerando um material compósito de volume V_c , contendo um volume V_f de fibras, um volume V_m de matriz e um volume V_v de vazios, as massas correspondentes do compósito, fibra e matriz são M_c , M_f e M_m , respectivamente, então:

$$M_c = M_f + M_m \quad (4)$$

e então:

$$V_c = V_f + V_m + V_v \quad (5)$$

Seja a fração de volume e massa denotada por letras minúsculas v e m , respectivamente. Esses parâmetros podem ser obtidos dividindo a Equação 4 por M_c e a Equação 5 por V_c , então:

$$\frac{M_f}{M_c} + \frac{M_m}{M_c} = 1 \quad (6)$$

ou

$$m_f + m_m = 1 \quad (7)$$

Similarmente:

$$\frac{V_f}{V_c} + \frac{V_m}{V_c} + \frac{V_v}{V_c} = 1 \quad (8)$$

ou

$$v_f + v_m + v_v = 1 \quad (9)$$

Para obter uma expressão de conversão entre as frações de massa e volume, a densidade do compósito (d_c) deve ser estabelecida previamente. Isso pode ser obtido em termos das densidades dos constituintes e suas frações de massa e volume. Então:

$$m_f = \frac{M_f}{M_c} = \frac{d_f V_f}{d_c V_c} = \frac{d_f}{d_c} v_f \Rightarrow v_f = \frac{d_c}{d_f} m_f \quad (10)$$

$$m_m = \frac{M_m}{M_c} = \frac{d_m V_m}{d_c V_c} = \frac{d_m}{d_c} v_m \Rightarrow v_m = \frac{d_c}{d_m} m_m \quad (11)$$

Segundo Al-Qureshi (1983), a densidade d_c para fibras de carbono é dada por $1,8 \text{ g/cm}^3$, enquanto a densidade de matriz d_m para resina epóxi é de $1,2 \text{ g/cm}^3$. As massas do compósito, da fibra e densidade do compósito são obtidas pelo ensaio de calcinação, de forma que:

$$M_c = m_{inicial} - m_{cadinho} \quad (12)$$

$$M_f = m_{final} - m_{cadinho} \quad (13)$$

$$d_c = \frac{M_c}{V_c} \quad (14)$$

Sabendo que a massa da matriz M_m é igual à massa do compósito M_c menos a massa da fibra M_f , é possível encontrar o seu valor utilizando as Equações 4, 12 e 13. A partir da Equação 6, obtêm-se as frações mássicas, que serão utilizadas nas Equações 10 e 11 para cálculo das frações volumétricas da fibra e da matriz. Por fim, determina-se a fração volumétrica de vazios pela Equação 9.

Em compósitos estruturais de boa qualidade, a fração volumétrica de vazios deve ser baixa, inferior a 1%.

3.7 ESTUDO DE UMA LÂMINA ORTOTRÓPICA

Este estudo aborda situações comuns em aplicações práticas, nas quais os componentes estão sujeitos a carregamentos em múltiplas direções (carregamento multiaxial), diferentemente dos ensaios convencionais de tração uniaxial ou análises

micromecânicas. Para materiais ortotrópicos, a caracterização mecânica é realizada por meio da matriz simétrica representativa do tensor “*compliance*” (S_{ij}), que relaciona tensões e deformações. Devido às propriedades de simetria desses materiais, vários termos da matriz assumem valor nulo, simplificando sua representação.

A matriz *compliance* pode ser expressa pela Equação 15:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (15)$$

Para determinar os termos que compõem a matriz do tensor de *compliance*, analisa-se separadamente a resposta do material à aplicação de esforços uniaxiais, sejam eles normais ou de cisalhamento, conforme o tensor de tensões apresentado na Equação 15. Quando se aplica um carregamento exclusivamente na direção 1 ($\sigma_1 \neq 0$ e demais componentes nulas), é possível identificar diretamente os coeficientes S_{11} , S_{12} e S_{13} . Utilizando as relações constitutivas de elasticidade, obtêm-se:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= S_{11}\sigma_1 = \frac{1}{E_1} \Rightarrow S_{11} = \frac{\varepsilon_1}{\sigma_1} = \frac{1}{E_1} \\ \varepsilon_2 &= S_{21}\sigma_1 \Rightarrow S_{12} = \frac{\varepsilon_2}{\sigma_1} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \\ \varepsilon_3 &= S_{31}\sigma_1 \Rightarrow S_{31} = \frac{\varepsilon_3}{\sigma_1} = -\frac{\nu_{13}}{E_1} \end{aligned} \quad (16)$$

Os demais componentes podem ser encontrados repetindo o mesmo procedimento para as outras direções de carregamento. Vale ressaltar que todas as propriedades elásticas empregadas na montagem desta matriz são obtidas experimentalmente a partir dos ensaios de tração citados anteriormente.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_1} & -\frac{\nu_{31}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (17)$$

Para determinar a matriz de rigidez (C_{ij}), realiza-se a inversão da matriz de *compliance* acima. Os termos resultantes são apresentados na Equação 18:

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{1-\nu_{23}\nu_{32}}{E_2E_3\Delta} \\ C_{12} &= \frac{\nu_{21}+\nu_{31}\nu_{23}}{E_2E_3\Delta} \\ C_{13} &= \frac{\nu_{31}+\nu_{21}\nu_{32}}{E_2E_3\Delta} \\ C_{23} &= \frac{\nu_{32}+\nu_{12}\nu_{31}}{E_1E_3\Delta} \\ C_{22} &= \frac{1-\nu_{13}\nu_{31}}{E_1E_3\Delta} \\ C_{33} &= \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}}{E_1E_2\Delta} \\ C_{44} &= G_{23}; \quad C_{55} = G_{31}; \quad C_{66} = G_{12} \end{aligned} \quad (18)$$

onde o termo Δ é definido por:

$$\Delta = \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}-\nu_{23}\nu_{32}-2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1E_2E_3} \quad (19)$$

A matriz de rigidez é então expressa conforme a Equação 20:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

3.7.1 Estado plano de tensão

O estado plano de tensão é aplicável quando uma das dimensões do laminado é muito menor do que as demais, como ocorre para a espessura. Nessa situação, considera-se:

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0 \quad (21)$$

Substituindo essas condições na matriz de rigidez da Equação 20, obtêm-se as Equações 22:

$$\sigma_1 = C_{11}\varepsilon_1 + C_{12}\varepsilon_2 + C_{13}\varepsilon_3 \quad (22a)$$

$$\sigma_2 = C_{12}\varepsilon_1 + C_{22}\varepsilon_2 + C_{23}\varepsilon_3 \quad (22b)$$

$$0 = C_{13}\varepsilon_1 + C_{23}\varepsilon_2 + C_{33}\varepsilon_3 \quad (22c)$$

$$\tau_{12} = C_{66}\gamma_{12} \quad (22d)$$

Isolando ε_3 na Equação 22 (C) e substituindo nas Equações 22 (A) e 21 (B), resultam as Equações 23:

$$\sigma_1 = \left(C_{11} - \frac{C_{13}C_{13}}{C_{33}} \right) \varepsilon_1 + \left(C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right) \varepsilon_2 \quad (23a)$$

$$\sigma_2 = \left(C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right) \varepsilon_1 + \left(C_{22} - \frac{C_{23}C_{23}}{C_{33}} \right) \varepsilon_2 \quad (23b)$$

Assim, obtêm-se a matriz de rigidez reduzida [Q], expressa na Equação 24:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (24)$$

cujos termos são obtidos a partir da Equação 18:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= C_{11} - \frac{C_{13}C_{13}}{C_{33}} = \frac{E_1}{E_1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{22} &= C_{22} - \frac{C_{23}C_{23}}{C_{33}} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{66} &= C_{66} = G_{12} \end{aligned} \quad (25)$$

A matriz de *compliance* para o estado plano de tensão é dada pela Equação 26:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} \quad (26)$$

Assim, da Equação 17, define-se os valores da matriz *compliance* pela Equação 27:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} \quad (27)$$

Por fim, destaca-se que, do inverso da matriz *compliance*, obtém-se os valores mostrados na Equação 24.

4 MATERIAL E MÉTODOS

4.1 LAMINAÇÃO MANUAL

O primeiro passo consistiu na confecção dos corpos de prova por meio do processo de laminação manual utilizando fibra de carbono bidirecional 200 g/m² e resina epóxi. Para a matriz polimérica, foi empregada a resina epóxi 2001 em conjunto com o endurecedor epóxi 3154, ambos fornecidos pela Redelease. A escolha da marca se deve a sua ampla utilização em projetos de *AeroDesign*, além da boa relação custo-benefício. A Figura 14 retrata os materiais utilizados durante a confecção dos corpos de prova.

Figura 14 – Fibra de carbono, resina epóxi e endurecedor utilizados neste experimento



Fonte: Próprio autor.

Seguindo as instruções do fabricante, a proporção de mistura entre resina e endurecedor adotada foi de 2:1 e o tempo de manipulação da mistura de aproximadamente 30 min. Para o processo de laminação manual, não foram necessárias ferramentas específicas, apenas dois pisos de cerâmica como molde que foram previamente limpos e aplicados cera de carnaúba para facilitar a desmoldagem da peça.

A mistura foi preparada em um recipiente de cerâmica, utilizando-se uma espátula para espalhar a mistura. A balança de precisão foi utilizada para garantir a proporção da mistura. A quantidade de resina aplicada também respeitou a proporção de 2:1, de modo que, conhecendo-se a gramatura da fibra, de 200 g/m², e a área do laminado, foi possível determinar a massa correspondente e aplicar metade desse valor em resina, intercalando as camadas de fibra e resina, conforme a direção das fibras.

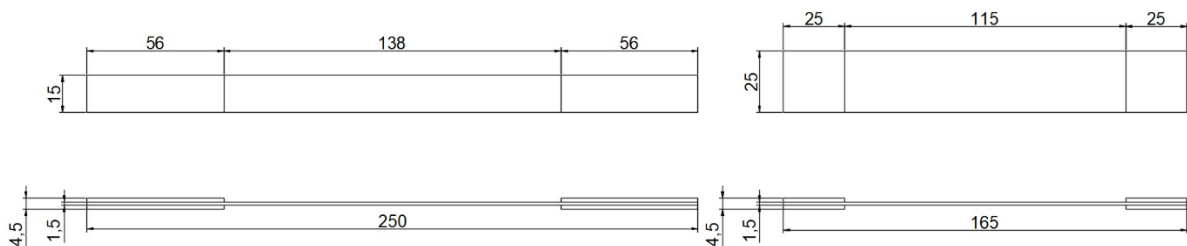
Após a laminação, o segundo piso cerâmico foi colocado sobre o laminado, e pesos adicionais foram colocados para garantir que os corpos de prova fossem homogêneos e compactos. O tempo de cura seguiu o indicado pelo fabricante, sendo realizado a 20°C por 7 dias.

4.2 ENSAIO DE TRAÇÃO

Para entender as propriedades da fibra de carbono, foi adotado o método de ensaio da norma ASTM D3039/D3039M, que é um padrão para testar a resistência à tração de materiais compósitos com matriz polimérica.

Os corpos de prova foram obtidos a partir da placa produzida por laminação manual, utilizando-se uma guilhotina para o corte, respeitando as dimensões de comprimento e largura recomendadas pela norma. A Figura 15 apresenta os desenhos técnicos dos corpos de prova, em mm, utilizadas para os ensaios longitudinal e transversal.

Figura 15 – Geometria e dimensões dos CDPs usados nos ensaios longitudinal e transversal



Fonte: Próprio autor.

Os *tabs* foram confeccionados com o mesmo material dos corpos de prova e fixados com adesivo epóxi Araldite Profissional, a fim de evitar o desprendimento

durante o ensaio. Foi aplicada uma lixa reforçada sob os *tabs*, também colada com o mesmo adesivo, para aumentar a aderência das garras da máquina de tração.

As medições de comprimento útil, largura e espessura da região a ser tracionada foram realizadas com o auxílio de um paquímetro. É importante destacar que a espessura dos corpos de prova longitudinais foi superior à dos corpos de prova transversais.

Utilizou-se a máquina da marca EMIC, modelo DL 30000, com capacidade de 30 toneladas, para a realização do ensaio, conforme mostrado na Figura 16. O equipamento foi operado por um técnico do Departamento de Engenharia Civil. Esse equipamento fornece um gráfico de força em função do deslocamento e, após a realização do teste, foi possível obter os módulos de elasticidade longitudinal e transversal (E_1 e E_2 , respectivamente), calculados por meio dos coeficientes angulares de cada curva. Os coeficientes de Poisson (ν_{12} e ν_{21}) podem ser obtidos pela Equação 1 e 2, enquanto o módulo de cisalhamento (G_{12}) é determinado pela Equação 3, para cada ensaio realizado nos sentidos longitudinal e transversal da fibra.

Figura 16 – Máquina EMIC DL 30000 utilizada no ensaio de tração



Fonte: Próprio autor.

4.3 CALCINAÇÃO

O ensaio de calcinação mede a variação de massa das amostras, retirada dos CDPs após o ensaio de tração, sob uma temperatura constante. Esse processo

permite determinar as frações de massa da fibra de carbono, pois, ao final, apenas a massa da fibra permanece. A norma ASTM D2584 foi utilizada para definir as dimensões das amostras, as temperaturas de aquecimento, o tempo de exposição ao calor e o modo de resfriamento.

Seguindo as orientações da norma, as amostras foram cortadas com o auxílio de uma micro retifica. As amostras utilizadas no ensaio longitudinal apresentaram dimensões de 250 × 250 mm, enquanto as do ensaio transversal possuíam 150 × 150 mm.

Antes da calcinação, a mufla foi aquecida a 500 °C por aproximadamente 10 minutos, com o objetivo de eliminar possíveis impurezas. Em seguida, as amostras foram submetidas ao aquecimento na mufla, conforme ilustrado na Figura 17, a uma temperatura de aproximadamente 500 °C por 1 hora, até a completa evaporação da matriz polimérica.

Figura 17– Amostras posicionadas na mufla durante o ensaio de calcinação e no dessecador



Fonte: Próprio autor.

Após o aquecimento, as amostras foram resfriadas até a temperatura ambiente em um dessecador. As massas do cadinho e das amostras, tanto antes do ensaio quanto após a calcinação, foram determinadas com o uso de uma balança de precisão, permitindo o cálculo das frações de massa e volumétricas para cada amostra.

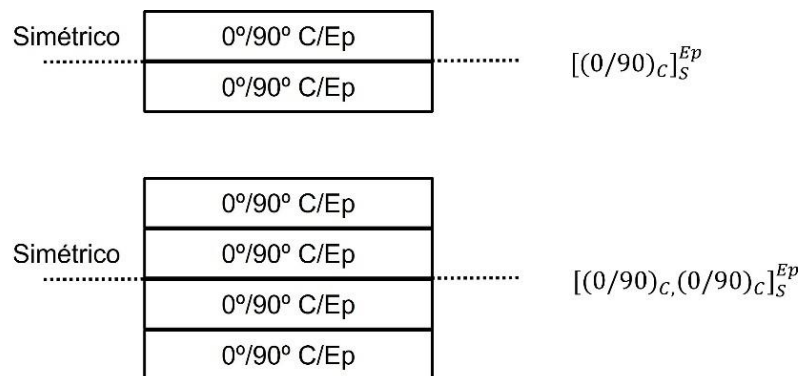
5 DISCUSSÃO E ANÁLISE DE RESULTADOS

5.1 ENSAIO DE TRAÇÃO

O primeiro passo foi realizar a laminação manual dos corpos de prova destinados ao ensaio de tração. Foram preparadas amostras com 2 e 4 camadas de tecido bidirecional de fibra de carbono 200 g/m². Como matriz polimérica, utilizou-se a resina epóxi 2001 em conjunto com o endurecedor epóxi 3154, ambos fornecidos pela Redelease.

Figura 18 apresenta o código SLC para uma lâmina bidirecional de fibra de carbono (0°/90°), ilustrando as configurações com 2 e 4 camadas. No código, a letra “S” indica simetria, “C” representa o material carbono e “Ep” refere-se à matriz de resina epóxi.

Figura 18 – Código SLC para lâmina bidirecional de fibra de carbono (0°/90°) com 2 e 4 camadas, respectivamente

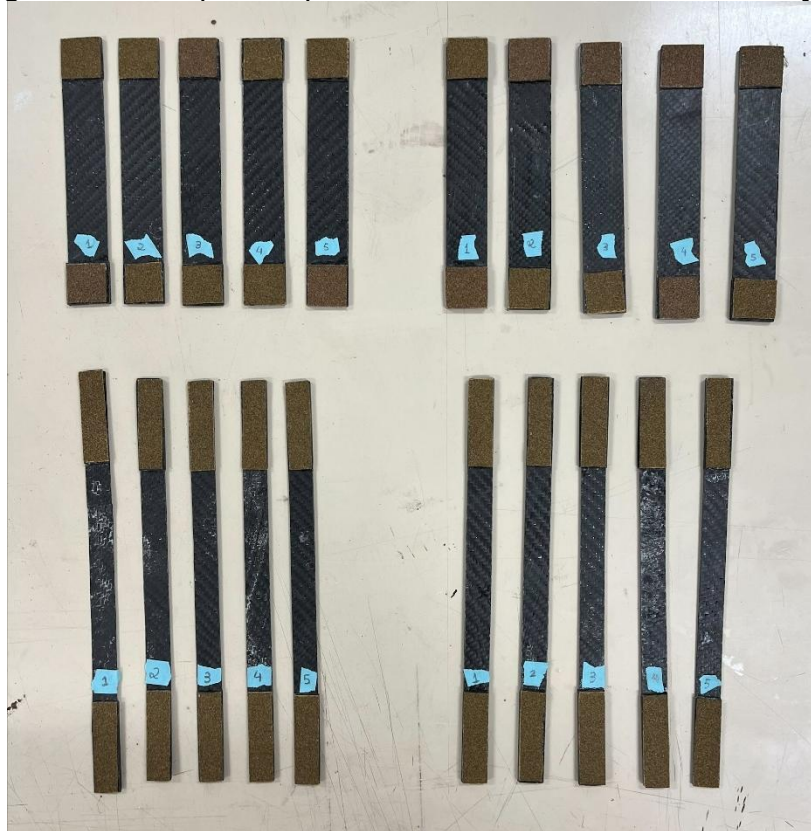


Fonte: Próprio autor.

Os ensaios de tração foram realizados conforme os procedimentos estabelecidos pela norma ASTM D3039/D3039M. A Figura 19 apresenta todos os corpos de prova utilizados neste estudo, enquanto a Figura 20 mostra um corpo de prova durante o ensaio.

Na Figura 19, observam-se as lixas aplicadas como reforço nos *tabs*, essencial para impedir o deslizamento das garras durante o ensaio de tração. Os *tabs* foram fixados ao corpo de prova utilizando adesivo Araldite Profissional e mantidos em cura por 24 horas.

Figura 19 – Corpos de prova utilizados nos ensaios de tração



Fonte: Próprio autor.

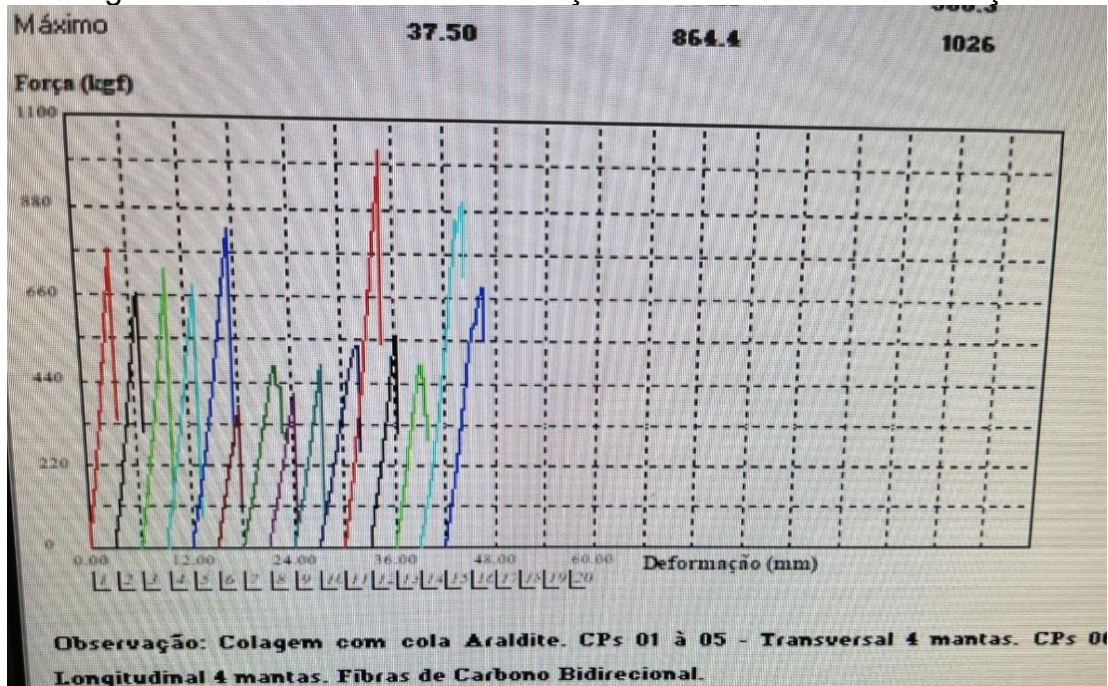
Figura 20 – Corpo de prova posicionado na máquina universal de ensaios durante o teste de tração



Fonte: Próprio autor.

O gráfico resultante dos ensaios de tração é apresentado na Figura 21.

Figura 21 – Curva tensão-deformação obtida nos ensaios de tração



Fonte: Próprio autor.

As curvas obtidas são quase perfeitamente lineares até a ruptura, apresentando apenas uma leve região de não linearidade em algumas amostras, associada ao início de microfissuras na matriz. Todas as curvas mostram ruptura rápida, com baixa deformação até o momento da falha, característica típica de materiais frágeis. Como esperado, o material apresentou elevada resistência e baixa deformação.

Conforme mostrado na Figura 21, a máquina fornece um gráfico cuja unidade de força é expressa em kgf. Portanto, é necessário converter esses valores para Newtons e, em seguida, dividi-los pela área da seção transversal de cada corpo de prova para obter a tensão aplicada à amostra. Para o cálculo da deformação percentual, divide-se o deslocamento medido, obtido no gráfico, pelo comprimento efetivo inicial do corpo de prova.

Para o cálculo dos coeficientes de Poisson (ν_{12} e ν_{21}) e do módulo de cisalhamento (G_{12}), seria necessário dispor dos valores de ϵ_1 , obtidos diretamente na máquina de ensaio de tração, e de ϵ_2 , que requer medição específica com micrômetro. Como essa última medição não foi realizada, não foi possível determinar esses parâmetros no presente trabalho.

A Tabela 1 apresenta os resultados médios dos ensaios de tração realizados nos sentidos longitudinal e transversal para os laminados com 2 e 4 camadas de fibra. São apresentados os parâmetros de força de escoamento, força máxima, tensões associadas e deformação na ruptura.

Tabela 1 – Resultados médios dos ensaios de tração

Ensaio	σ (MPa)	$F_{\text{escoamento}}$ (N)	$F_{\text{máx}}$ (MPa)	$\sigma_{\text{escoamento}}$ (MPa)	$\sigma_{\text{máx}}$ (MPa)	$\epsilon_{\text{ruptura}}$
2 camadas						
Longitudinal	0,22	4180,52	458,98	222,73	239,75	0,04
Transversal	0,31	2944,31	324,06	305,02	328,28	0,02
4 camadas						
Longitudinal	0,18	6489,06	732,87	184,74	204,17	0,04
Transversal	0,33	6025,16	721,64	329,17	386,96	0,03

Fonte: Próprio autor.

A Tabela 2 apresenta os limites de tensão e deformação obtidos para cada ensaio, correspondentes aos valores no momento da ruptura.

Tabela 2 – Limites de tensão e deformação para os ensaios de tração

Ensaio	Limite de tensão (MPa)	Limite de deformação (mm/mm)
2 camadas		
Longitudinal	239,75	0,0353
Transversal	328,28	0,0230
4 camadas		
Longitudinal	204,17	0,0376
Transversal	386,96	0,0285

Fonte: Próprio autor.

Por fim, a Tabela 3 mostra os valores dos módulos de elasticidade E_1 e E_2 obtidos a partir das curvas tensão–deformação.

Tabela 3 – Resultados de E_1 e E_2

Nº de camadas	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)
2	6,338	13,389
4	4,847	11,523

Fonte: Próprio autor.

Como os laminados utilizados possuem fibras orientadas em 0° e 90° , é esperado que as propriedades mecânicas nos sentidos longitudinal e transversal sejam semelhantes. Ainda assim, pequenas variações podem ocorrer devido ao

processo de fabricação manual, que pode gerar diferenças na fração de fibras, na proporção de resina e catalisador, desalinhamentos ou bolhas, além de influências experimentais, como posicionamento e fixação dos corpos de prova na máquina de ensaio.

Nos resultados obtidos, verificou-se uma leve diferença entre os dois sentidos da fibra, com valores de resistência ligeiramente maiores no sentido transversal, possivelmente associados a variações no empacotamento das fibras e na transferência de cargas. Observou-se também que os laminados com quatro camadas suportaram maiores forças, mas isso nem sempre se refletiu proporcionalmente nas tensões, o que indica influência das imperfeições do processo de fabricação.

Além disso, o aumento do número de camadas reduziu a deformação na ruptura, evidenciando maior rigidez do material. No conjunto, os resultados são coerentes com o comportamento típico de compósitos produzidos por *hand lay-up*, em que pequenas assimetrias no processo afetam diretamente as propriedades mecânicas.

As Figuras 22, 23, 24 e 25 apresentam os resultados dos ensaios de tração, destacando os modos de falha observados nos laminados, conforme estabelecido pela norma ASTM D3039.

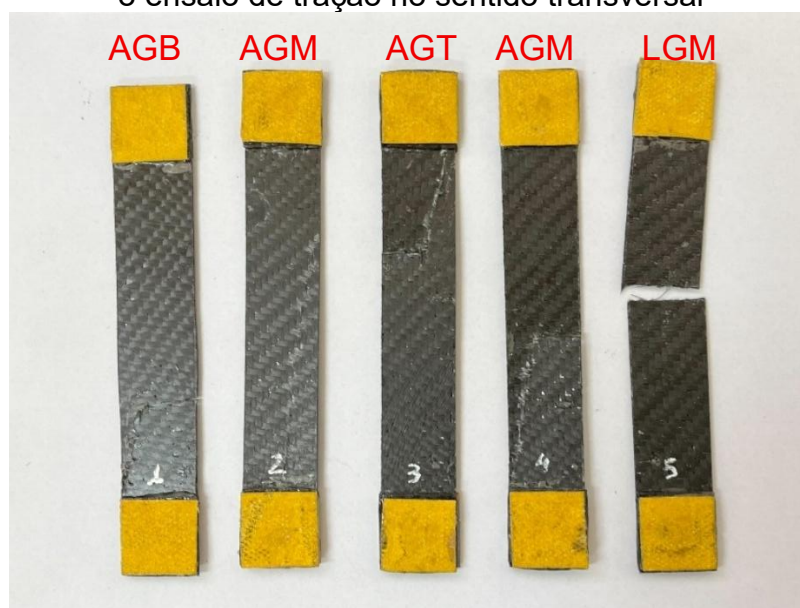
A norma ASTM D3039 estabelece que cada modo de falha deve ser representado por um código composto por três letras. O tipo de falha pode ser angulado (A), delaminação da borda (D), falha na garra/*tab* (G), lateral (L), múltiplos modos (M), grandes dimensões (S), explosiva (X) ou outro (O). A área da falha pode ocorrer dentro da região da garra/*tab* (I), no *tab* (A), dentro do comprimento efetivo (G), em múltiplas áreas (M), em várias regiões (V) ou ser desconhecida (U). Por fim, a localização da falha pode ser no fundo (B), topo (T), esquerda (E), direita (R), meio (M), em várias regiões (V) ou desconhecida (U).

Figura 22 – Modos de falha dos laminados com 2 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido longitudinal



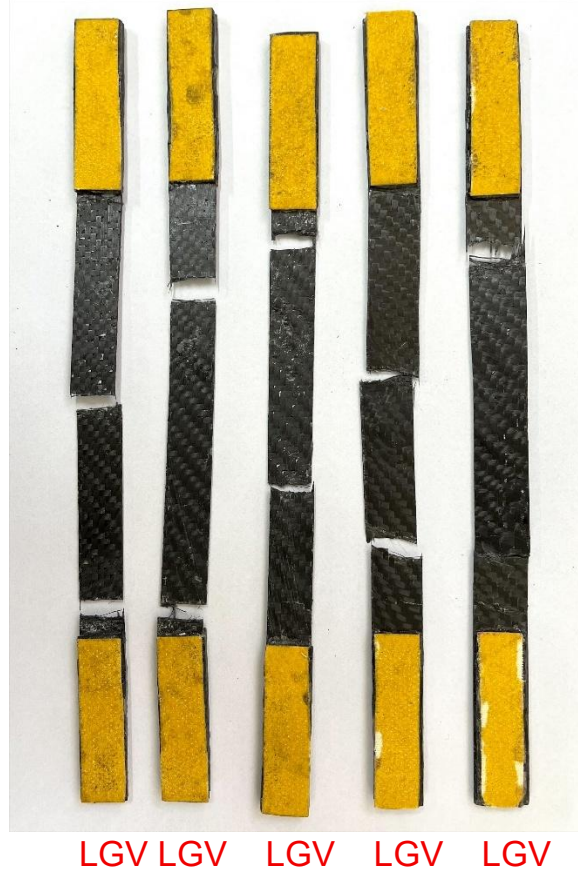
Fonte: Próprio autor.

Figura 23 – Modos de falha dos laminados com 2 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido transversal



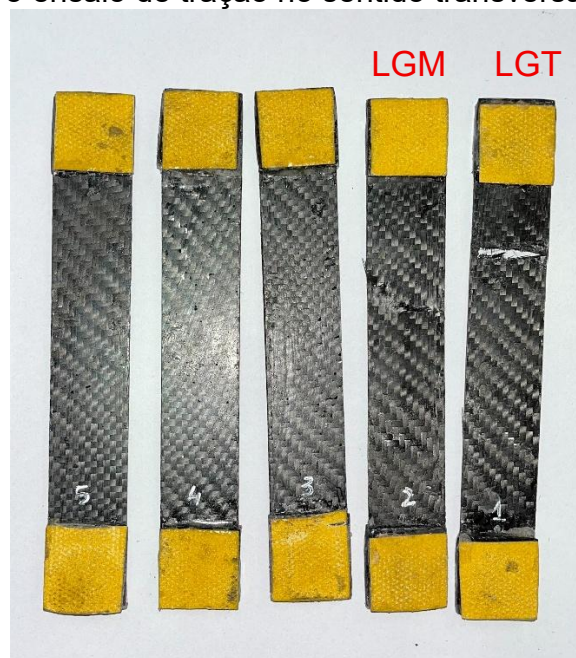
Fonte: Próprio autor.

Figura 24 – Modos de falha dos laminados com 4 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido longitudinal



Fonte: Próprio autor.

Figura 25 – Modos de falha dos laminados com 4 camadas de fibra de carbono após o ensaio de tração no sentido transversal



Fonte: Próprio autor.

Como mostrado na Figura 25, nem todos os corpos de prova de 4 camadas no ensaio transversal apresentaram ruptura adequada. As amostras 3, 4 e 5 deslocaram o *tab* antes da falha, invalidando o resultado. Um comportamento semelhante foi observado no ensaio de calcinação: para esses mesmos corpos de prova, a matriz não evaporou completamente e o resíduo apresentou aspecto não rígido, indicando uma proporção incorreta entre resina e catalisador ou cura incompleta.

Diante disso, essas amostras foram desconsideradas nos cálculos apresentados nas Tabelas 1, 2, 3, 4 e 5.

5.2 ENSAIO DE CALCINAÇÃO

Utilizando a norma ASTM D2584, foram definidas as dimensões das amostras, as temperaturas de aquecimento, o tempo de exposição ao calor e o procedimento de resfriamento, conforme descrito na Seção 4.3. Os resultados obtidos para as massas de cada amostra, bem como suas respectivas médias, são apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 – Resultados dos ensaios de calcinação em mufla

Nº da amostra	$m_{cadinho}$ (g)	$m_{inicial}$ (g)	$m_{inicial}$ sem $m_{cadinho}$ (g)	m_{final} (g)	m_{final} sem $m_{cadinho}$ (g)
2 camadas para o ensaio transversal					
1	45,223	45,609	0,386	45,224	0,0008
2	53,340	53,703	0,363	53,341	0,0011
3	51,186	51,554	0,368	51,186	0,0006
4	47,372	47,727	0,356	47,372	0,0005
5	46,605	46,996	0,390	46,606	0,0007
6	52,820	53,190	0,371	52,820	0,0008
Média	49,424	49,796	0,372	49,425	0,0008
2 camadas para o ensaio longitudinal					
7	49,080	49,599	0,519	49,080	0,0007
8	51,186	51,660	0,474	51,187	0,0008
9	47,372	47,909	0,538	47,373	0,0011
10	46,605	47,158	0,553	46,606	0,0007
11	42,544	43,062	0,519	42,545	0,0008
12	46,312	46,859	0,547	46,312	0,0006
13	44,673	45,105	0,433	44,673	0,0005
14	50,798	51,214	0,416	50,799	0,0008
15	27,107	27,605	0,499	27,109	0,0022
Média	45,075	45,575	0,500	45,076	0,0009

Continua.

Tabela 4 – Continuação

4 camadas para o ensaio transversal					
16	49,080	49,599	0,519	49,080	0,0007
17	51,186	51,660	0,474	51,187	0,0008
18	47,372	47,909	0,538	47,373	0,0011
19	46,605	47,158	0,553	46,606	0,0007
20	42,544	43,062	0,519	42,545	0,0008
21	46,312	46,859	0,547	46,312	0,0006
22	44,673	45,105	0,433	44,673	0,0005
23	50,798	51,214	0,416	50,799	0,0008
24	27,107	27,605	0,499	27,109	0,0022
Média	45,075	45,575	0,500	45,076	0,0009
4 camadas para o ensaio longitudinal					
19	45,223	46,302	1,079	45,225	0,0022
20	42,544	43,634	1,090	42,546	0,0023
21	49,080	50,157	1,078	49,087	0,0071
Média	45,615	46,698	1,082	45,619	0,0039

Fonte: Próprio autor.

A partir da sequência de cálculos apresentada na Seção 3.6, determinam-se as frações volumétricas de vazios, cujos valores estão dispostos na Tabela 5.

Tabela 5 – Frações volumétricas

d_c [g/cm^3]	m_f	m_m	v_f	v_m	v_v
2 camadas para o ensaio transversal					
1,152	0,002	0,998	0,001	0,958	0,045
2 camadas para o ensaio longitudinal					
1,212	0,002	0,998	0,001	1,008	0,007
4 camadas para o ensaio transversal					
1,208	0,001	0,999	0,001	1,006	0,005
4 camadas para o ensaio longitudinal					
1,222	0,004	0,996	0,002	1,014	0,012

Fonte: Próprio autor.

A partir da Tabela 5, percebe-se que os valores de fração volumétrica de vazios obtidos variam entre 0,5% e 4,5%, indicando que o processo de laminação apresentou qualidade satisfatória, com boa impregnação das fibras e adequada distribuição de resina. Observa-se uma variação entre os sentidos longitudinal e transversal, característica comum em processos manuais, atribuída a diferenças na compactação, na aplicação de resina e na expulsão do ar durante a fabricação. Além disso, os laminados com 4 camadas apresentaram menores percentuais de vazios quando comparados aos de 2 camadas, evidenciando um melhor empacotamento do material

à medida que a espessura aumenta. Esses resultados confirmam que o método aplicado foi eficiente, ainda que sujeito às variações inerentes à laminação manual.

6 CONCLUSÃO

A realização deste trabalho permitiu analisar, de forma prática e fundamentada, as propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional 200 g/m² utilizada pela Equipe Zebra de AeroDesign, contribuindo diretamente para o preenchimento de uma lacuna histórica na caracterização dos materiais empregados nos projetos da equipe. Por meio dos ensaios de tração, seguindo a norma ASTM D3039/D3039M, foi possível determinar parâmetros relevantes, como resistência, módulo de elasticidade e comportamento até a ruptura, tanto nas direções longitudinal quanto transversal. Os resultados evidenciaram um comportamento frágil e predominantemente linear até a falha, característico de compósitos estruturais, além de pequenas variações entre os sentidos analisados, atribuídas às particularidades inerentes ao processo de laminação manual.

O ensaio de calcinação, baseado na norma ASTM D2584, permitiu quantificar as frações mássicas e volumétricas da matriz, da fibra e dos vazios presentes nos laminados. As frações volumétricas de vazios encontradas foram baixas e dentro do intervalo considerado aceitável para compósitos estruturais produzidos por processos manuais, evidenciando que o procedimento de laminação aplicado foi eficaz na impregnação das fibras, sem introduzir quantidades significativas de bolhas ou descontinuidades internas.

A comparação entre os laminados com 2 e 4 camadas mostrou que o aumento do número de camadas influencia a rigidez e a resistência dos corpos de prova, mas não de forma proporcional. Nos ensaios longitudinais, os laminados com 2 camadas apresentaram tensão máxima de 239,75 MPa e módulo de elasticidade de 6,338 GPa, enquanto os de 4 camadas alcançaram 204,17 MPa e 4,847 GPa. No sentido transversal, as tensões máximas aumentaram de 328,28 MPa para 386,96 MPa, com redução dos módulos de 13,389 GPa para 11,523 GPa. Essa variação evidencia a influência das imperfeições do processo de laminação manual, como diferenças de impregnação e pequenas irregularidades na espessura das lâminas.

No geral, os resultados obtidos fornecem uma base sólida para a criação de uma biblioteca de propriedades mecânicas da fibra de carbono utilizada pela Equipe Zebra, permitindo maior precisão em simulações numéricas, especialmente nas análises do trem de pouso.

6.1 SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

São sugestões para futuros trabalhos:

- A realização de ensaios com outros materiais utilizados pela equipe, como fibra de vidro e *Divinycell*, a fim de ampliar a biblioteca de propriedades mecânicas disponível para os projetos.

- A repetição dos ensaios realizados neste estudo, medindo-se também o alongamento transversal por meio de um micrômetro, o que permitiria a determinação dos coeficientes de Poisson e do módulo de cisalhamento.

- A análise macromecânica da asa do avião da equipe Zebra AeroDesign, por meio da aplicação do critério de falha de Tsai-Hill, utilizando os dados obtidos nesses futuros ensaios.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALBERS, A. *On weaving*. Middletown, CT: Wesleyan University Pres, 1965.

AL-QURESHI, H. A. *Composite materials: fabrication and analysis*. 2. ed. São José dos Campos: ITA, 1983.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING MATERIALS (ASTM). *ASTM D 2584-94: Standard test method for ignition loss of cured reinforced resins*. In: ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS. Philadelphia, 1994.

ASTM. *ASTM D 3039/D 3039M-00: Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*. In: ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS. Philadelphia, 2000.

BAKER, A.; DUTTON, S.; KELLY, D. *Composite materials for aircraft structures*. 2. ed. Reston, 2004.

DEL'ARCO, A. P. J. *Caracterização de fibras de poliacrilonitrila precursoras para obtenção de fibras de carbono*. Tese de Mestrado. Ufscar, 1992.

GIBSON, R. F. *Principles of composite materials mechanics*. Nova Iorque: McGraw Hill, 1994.

MALLICK, P. K.; NEWMAN, S. *Composite materials technology: process and properties*. Munique: Hanser Publishers, 1990.

MARINUCCI, G. *Materiais compósitos poliméricos*. São Paulo: Artliber Editora, 2011.

SANTOS-DUMONT, A. *O que eu vi, o que nós veremos*. 3. ed. Joinville: Clube de Autores, 2022.

SHIGLEY, J. E.; MISCHKE, C. R.; BUDYNAS, R. H. *Projeto de engenharia mecânica*. 7. ed. Porto Alegre: Bookman, 2005.